TECHNIKA LOTNICZA

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

WYDAWANY Z POPARCIEM ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

WARSZAWA LIPIEC 1938 r. Nr 7

Redaktor Naczelny i Działu Silnikowego: Inż. JAN TUSZYŃSKI. — Redaktor Działu Płatowcowego: Inż. ERYK KOSKO

PRZEDPŁATA (z przesyłką): w kraju kwartalnie zł 4.50, rocznie zł 18,00. Zagranicą zł 24,00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O Nr 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: INŻ. STANISŁAW PĘDZICH.

Redaktor odp.: ERAZM WIŚNIEWSKI.

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Al. Szucha 4, m. 66, telefon 705-13, godziny przyjęć: administracja—codzienie w g. 18—20; redaktor—wtorki, czwartki i soboty 18—19.**

Zwracamy uwagę P.T. Czytelników na zmianę adresu naszego Wydawnictwa.

Konstrukcje drewnianych kadłubów*)

Inż. Zbigniew Leliwa Krzywobłocki

I. Podział kadłubów drewnianych

1. Ogólne uwagi o kadłubach drewnianych.

W wypadkach lądowania z silnym najpierw uderzeniem płozy (lub kółka ogonowego) o ziemię (tzw. lądowanie na płozę) lub też na 3 punkty „z przepadnięciem“ występują na końcu kadłuba i w miejscu umocowania podwozia reakcje, mające swój początek w uderzeniu samolotu o ziemię, które jest zjawiskiem dynamicznym.

Zmusza to niekiedy przy rozważaniach na temat konstrukcji kadłubów do wzięcia pod uwagę — poza innymi cechami wytrzymałościowymi materiału, z którego kadłub jest zbudowany — również i jego k r u c h o ś c i. Szczególnie przy omawianiu kadłubów drewnianych i sklejkowych problemu „kruchości“ materiału nie można zaniedbywać, gdyż, jak wiadomo, naogół drewno i sklejka są bardziej kruche niż metale i z tego względu nadawanie kadłubom drewnianym czy też sklejkowym tych samych form konstrukcyjnych, co kadłubom metalowym, może niekiedy doprowadzić do ujemnych wyników. Poza tym nie można odmówić słuszności zdaniom, spotykanym tu i ówdzie, że stan lotnisk i ich utrzymanie wpływają znacznie na „długość życia“ kadłubów, zbudowanych z bardziej kruchych materiałów. W kraju, w którym na utrzymanie lotnisk łoży się duże sumy, „nieprawidłowe“ lądowania mniej się dadzą we znaki drewnianym czy też sklejkowym kadłubom, aniżeli w kraju, posiadającym gorsze lotniska. Oczywiście, jeżeli rozważać samoloty szkolne czy też wojskowe, przeznaczone m. in. do lądowania na wysuniętych, pomocniczych lotniskach, to problem „kruchości“ kadłubów drewnianych staje się bardzo ważny.

Z powyższych względów omówimy pokrótce pojęcie kruchości materiałów i to specjalnie drewna i sklejki.

2. Kruchość materiału.

Pojęcie kruchości materiału nie jest jeszcze dotychczas pojęciem należycie ukształtowanym pomimo rozlicznych prób różnych badaczy w tym kierunku. Za najlepszą miarę kruchości materiału uważa się dzisiaj wielkość pracy właściwej, wykonanej w próbie rozciągania materiału. Ze względu na to, że dla drewna i sklejki granica proporcjonalności prawie że się pokrywa z doraźną wytrzymałością na rozerwanie, wielkość pracy właściwej będzie równa powierzchni trójkąta i wyrazi się wzorem:

$$T = \frac{e\, R_r}{2}$$

gdzie:

e = wydłużenie względne,

R_r = wytrzymałość na rozerwanie.

W myśl prawa Hooke'a mamy:

$$e = \frac{R_r}{E}$$

gdzie:

E = współczynnik sprężystości przy rozciąganiu.

Z tych równań otrzymujemy:

$$T = \frac{R_r^2}{2\,E}$$

Według różnych badań i pomiarów, tyczących się wytrzymałości drewna i sklejki, wielkość R_r możemy uważać za równą dla tych dwóch materiałów. Natomiast co się tyczy wielkości współczynnika sprężystości, to tylko dla niektórych gatunków sklejki (kazeinowej, ewentualnie klejonej filmami) wielkość E jest równa wielkości E dla drewna. Dla pozostałych gatunków sklejki E jest większe i to czasami nawet o 50% — 60%.

Oznaczając odpowiednimi znaczkami pracę właściwą dla drewna i sklejki, widzimy jasno z tych rozważań, że stosunki tych prac zawierają się w granicach:

$$T_{dr} : T_{skl} = 1 : 1 - 1 : 0{\cdot}63$$

Przy tej samej więc objętości i tych samych kształtach konstrukcyjnych element sklejkowy wymaga w ogólności mniej pracy aż do złamania go niż element drewniany; jest zatem bardziej kruchy. Kadłub skonstruowany w ten sposób, że energia uderzenia zostaje pochłonięta przez pracę wewnętrznych sił (przez zginanie) w sklejce, może się więc okazać bardziej kruchy i łatwiej pękać, szczególnie na mniej starannie utrzymanych lotniskach, niż kadłub, w którym ta energia zostaje pochłonięta przez pracę sił wewnętrznych w elementach drewnianych.

3. Podział kadłubów drewnianych.

Dla dogodniejszej klasyfikacji będziemy rozróżniać pod względem konstrukcyjnym następujące odmiany kadłubów drewnianych:

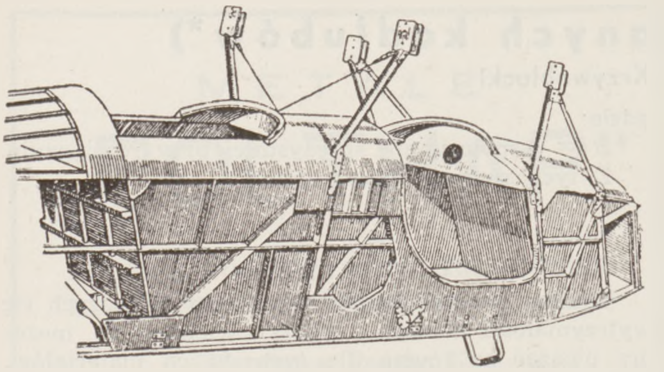
a) Kadłuby podłużnicowe uściągnione (krata przestrzenna). Tutaj należy zaliczyć również kadłuby o całkowitym szkielecie drewnianym (słupki, poprzeczki, rozpórki drewniane itp.). Pokrycie tego rodzaju kadłubów może być z płótna lub ze sklejki, z tym, że sklejka może współpracować z całym szkieletem przy skręcaniu.

b) Kadłuby skorupowe drewniane. Szkielet pracujący na zginanie, składa się z podłużnic i wręg. Ilość podłużnic waha się zwykle w granicach od 4-ch (grubszych) do kilkunastu (cieńszych w formie listew). Wnętrze kadłuba zupełnie wolne. Pokrycie ze sklejki, przejmującej skręcanie.

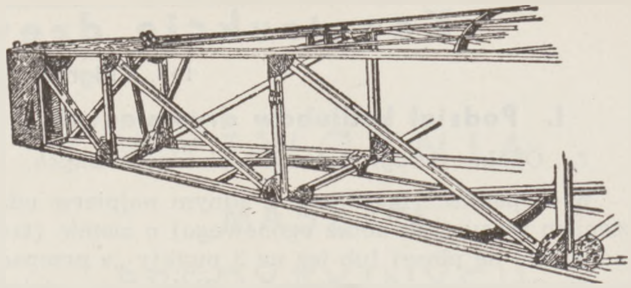
c) Kadłuby skorupowe sklejkowe. Zbudowane zwykle w formie powierzchni stożkowej o przekroju rzadziej kołowym, częściej eliptycznym lub podobnym, zupełnie puste wewnątrz. Zginanie i skręcanie przejmuje kadłub jako jedna całość, tzn. skorupa sklejkowa. Dla nadania należytego kształtu kadłubowi co pewien odstęp znajdują się wewnątrz wręgi.

d) Kadłuby półskorupowe. Są to kadłuby skorupowe, drewniane, posiadające jednak przegrody pełne bądź też trochę ażurowane. Ilość

*) Artukuł niniejszy jest rozszerzeniem części odczytu autora w Z. P. I L. w dn. 10 czerwca b. r. p. t. „Kierunki rozwojowe w konstrukcji samolotów drewnianych“.



Rys. 1. Przód kadłuba samolotu „Cri-Cri".
Wg XV Pariżskaja Awiacionnaja Wystawka (1936). Moskwa 1938.



Rys. 2. Tył kadłuba samolotu „Cri-Cri".
Wg XV Pariżskaja Awiacionnaja Wystawka (1936). Moskwa 1938.

przegród wynosi czasem 1 czasem 2. Tu również należy zaliczyć kadłuby w których jedna część np. tył jest skorupowy a drugą tworzą podłużnice.

e) Kadłuby mieszane. Są to kadłuby, w których, jako materiał pracujący, poza drewnem wchodzą jeszcze jeden lub nawet dwa metale. Fokker np. [16] tłumaczy potrzebę tego rodzaju konstrukcji koniecznością posiadania w kadłubie różnych części o różnych własnościach wytrzymałościowych z zachowaniem jednakże niekiedy warunku istnienia zupełnie wolnego wnętrza. Np. Fokker T. 5. (wolnonośny bombowiec) posiada przód, w którym znajduje się przednie stanowisko strzelca, zrobiony z duralu — jako skorupę. Środek jest zrobiony z drewna i tworzy jedną całość ze skrzydłem, co pozwala na przeprowadzenie dźwigarów poprzez całą rozpiętość skrzydła. Natomiast tył, w którym już nie zachodzi potrzeba wolnego wnętrza, a który ze względu np. na lądowanie (obciążenie powierzchniowe wynosi 115 kg/m²) może być silniej wytężony, jest zrobiony ze spawanych rur chromo-molibdenowych.

Jeżeli chodzi o współpracę elementów drewnianych ze sklejką w kadłubach drewnianych np. przy zginaniu, to należy się tutaj trzymać tych samych zasad, które były podane przy omawianiu konstrukcji skrzydeł drewnianych (w poprzednim numerze) a więc: odpowiednie utrzymanie wielkości $E\ I$, bądź też odpowiednie zwiększenie przekrojów elementów drewnianych, czyli zmniejszenie naprężeń dopuszczalnych, itp.

II. Niektóre konstrukcje drewnianych kadłubów

Poniżej w tablicach podajemy główne dane charakterystyczne niektórych kadłubów drewnianych dla powyżej wyszczególnionych 5 grup, jak również załączamy kilka rysunków.

III. Wnioski

Zaczniemy od wniosków, tyczących się każdej z poszczególnych grup kadłubów, a następnie podamy wnioski, dotyczące w ogóle kadłubów drewnianych.

1. Kadłuby podłużnicowe (tabl. 1).

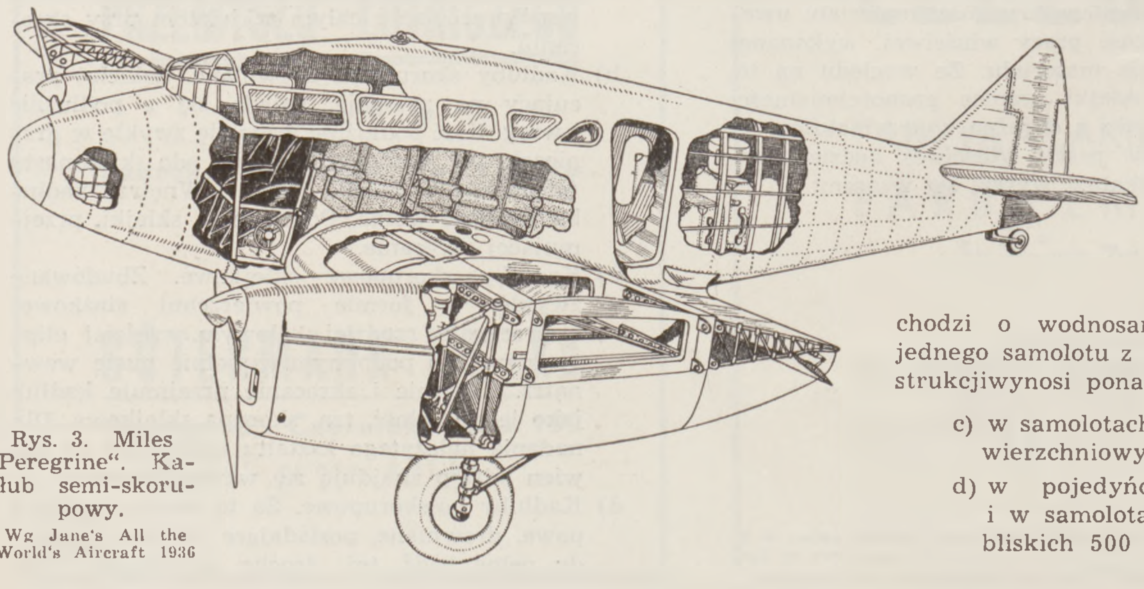
Kadłuby tej grupy znalazły dotychczas zastosowanie:

a) w samolotach różnego typu i przeznaczenia,
b) w samolotach wagi od najmniejszej do ok. 7500 kg,
c) w samolotach o obciążeniu powierzchniowym od względnie najmniejszego (27 kg/m²) do ok. 130 — 140 kg/m²,
d) w pojedyńczych wypadkach i w samolotach o prędkości ponad 500 km/godz.

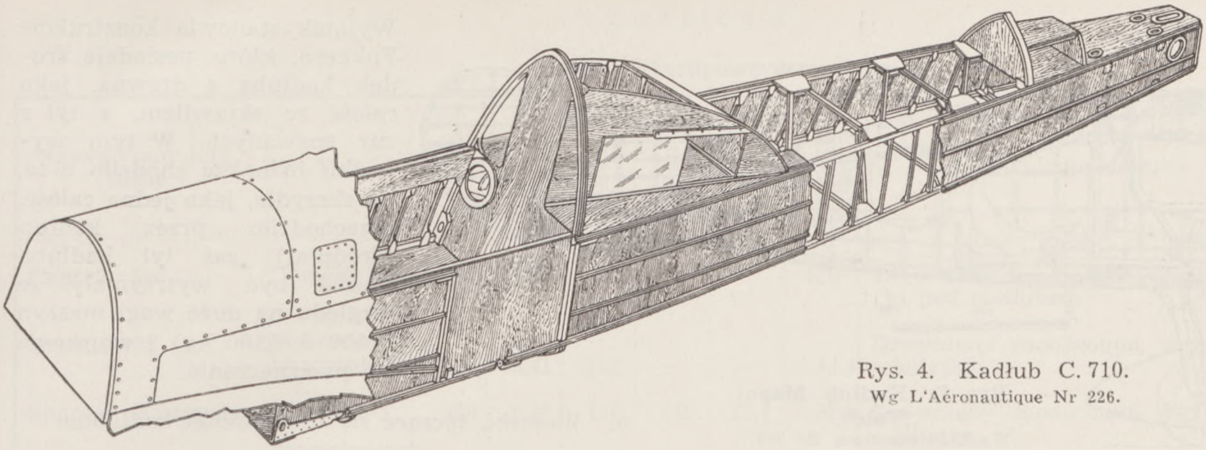
2. Kadłuby skorupowe drewniane (tabl. 2).

Kadłuby tej grupy znalazły dotychczas zastosowanie:

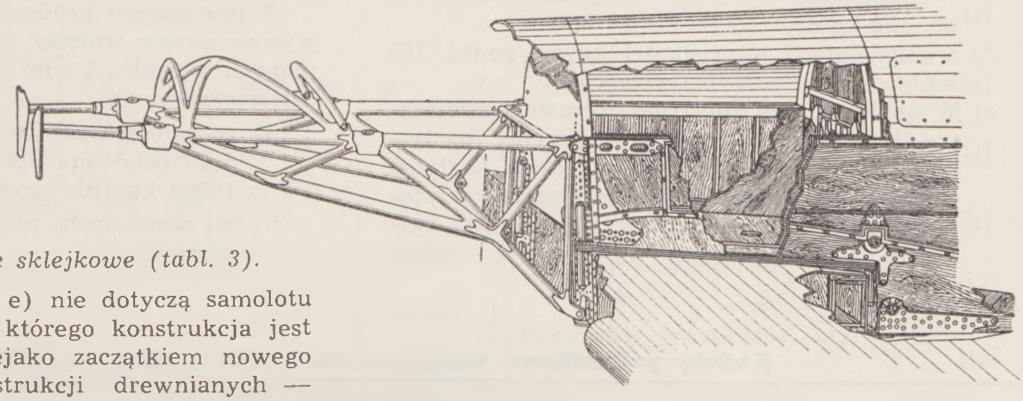
a) w samolotach różnego typu i przeznaczenia,
b) w samolotach wagi ok. 2500 kg.; jeżeli chodzi o wodnosamoloty, to waga jednego samolotu z kadłubem tej konstrukcjiwynosi ponad 10000 kg.
c) w samolotach o obciążeniu powierzchniowym ok. 130 kg/m²,
d) w pojedyńczych wypadkach i w samolotach o prędkościach bliskich 500 km/godz.



Rys. 3. Miles „Peregrine". Kadłub semi-skorupowy.
Wg Jane's All the World's Aircraft 1936



Rys. 4. Kadłub C. 710.
Wg L'Aéronautique Nr 226.



Rys. 5. Przód kadłuba C. 710.
Wg L'Aeronautique Nr 226.

3. Kadłuby skorupowe sklejkowe (tabl. 3).

Poniższe wnioski a) — e) nie dotyczą samolotu De Havilland „Albatross", którego konstrukcja jest specjalna, i który jest niejako zaczątkiem nowego kierunku lotniczych konstrukcji drewnianych — z zastosowaniem sztucznych żywic.

Kadłuby tej grupy znalazły dotychczas zastosowanie:

a) przeważnie w samolotach pasażerskich, a więc przeznaczonych raczej do lądowania na lotniskach lepszych a nie na wysuniętych, pomocniczych lotniskach wojskowych, niekiedy bardzo źle utrzymanych,
b) w samolotach wagi około 2000 kg, a więc średnich,
c) w samolotach o obciążeniu powierzchniowym ok. 70 kg/m² a więc średnim,
d) w samolotach o prędkości ok. 250 km/godz.
e) Kadłuby tej grupy są zwykle jeszcze kryte tkaniną na sklejkę. Możnaby się w tym dopatrywać chęci ochronienia sklejki, która jest jedynym elementem pracującym kadłuba, od mechanicznych uszkodzeń, bezpośredniego działania atmosfery, wilgoci itd. itd.
f) Co się tyczy Albatrossa De Havillanda, to jest to pierwsza konstrukcja, w której zastosowano sztuczne żywice do napajania pewnych materiałów. Dzięki dwuwarstwowej konstrukcji z wewnętrzną warstwą materiału bardziej podatnego — napojonego sztuczną żywicą — sklejka pokrycia nie tworzy całości zbyt kruchej na uderzenia, lecz może się poddawać przy nagłych uderzeniach, a poza tym pęknięcie jednej warstwy sklejki nie pociąga za sobą niebezpieczeństwa dla całego kadłuba z powodu tego, że druga warstwa sklejki jest cała i może skutecznie przenosić obciążenia.

4. Kadłuby półskorupowe (tabl. 4).

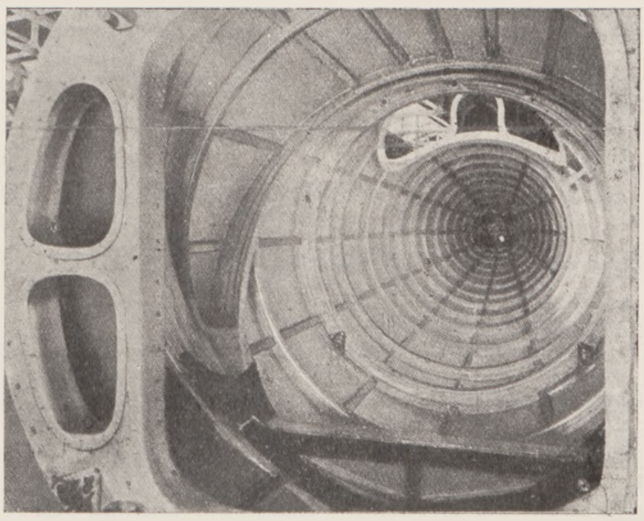
Kadłuby tej grupy znalazły dotychczas zastosowanie:

a) w samolotach różnego typu,
b) w samolotach wagi do 3000 kg,
c) w samolotach o obciążeniu powierzchniowym ok. 110—120 kg/m²,
d) w samolotach o prędkości ok. 350 km/godz.
e) Kadłuby tej grupy są przeważnie konstrukcji skorupowej drewnianej — a nie sklejkowej — z przegrodami.

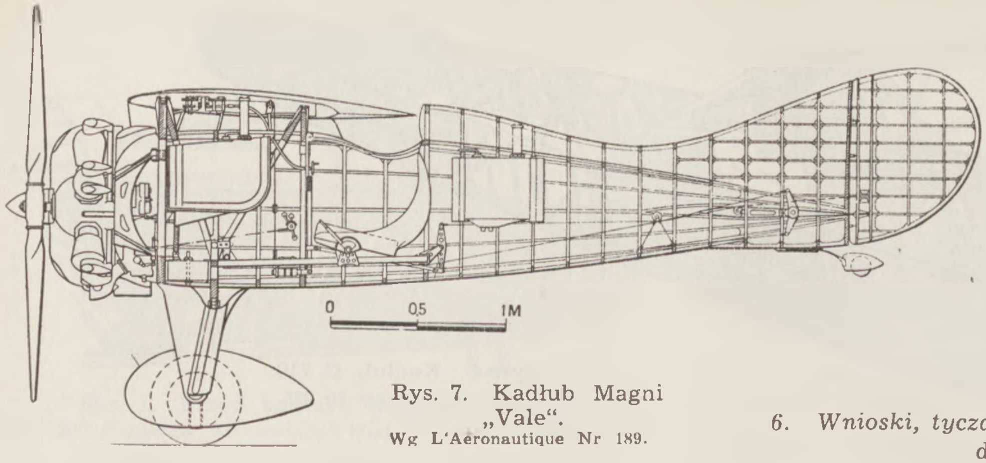
5. Kadłuby mieszane (tabl. 5).

Kadłuby tej grupy znalazły dotychczas zastosowanie:

a) w samolotach różnego typu i przeznaczenia,
b) w samolotach wagi nawet 8100 kg,



Rys. 6. Kadłub Magni „Vale".
Wg L'Aéronautique Nr 189.



Rys. 7. Kadłub Magni „Vale".
Wg L'Aeronautique Nr 189.

c) w samolotach o obciążeniu powierzchniowym ok. 120 kg/m²,
d) w samolotach o prędkości nawet ponad 700 km/godz. (w jednym wypadku).
e) W kadłubach tej konstrukcji drewno przeważnie służy jako materiał konstrukcyjny dla tylnej części kadłuba. Środkowa część kadłuba, w której przy „twardych" lądowaniach występują, jak wiadomo, największe momenty zginające, jest przeważnie wykonana z metalu.

Wyjątek stanowią konstrukcje Fokkera, które posiadają środek kadłuba z drewna, jako całość ze skrzydłem, a tył z rur spawanych. W tym wypadku jednakże chodziło o to, by skrzydło, jako jedna całość, przechodziło przez kadłub (śródpłat), zaś tył kadłuba musiał być wytrzymały ze względu na duże wagi maszyn (7500 i 8100 kg) i wojskowe ich przeznaczenie.

6. *Wnioski, tyczące się w ogólności kadłubów drewnianych.*

Z powyższego krótkiego zestawienia możemy już wysnuć pewne wnioski, tyczące się kadłubów drewnianych w ogóle. A więc kadłuby drewniane znajdują dziś zastosowanie:

a) w samolotach wagi od najmniejszej do ok. 8100 (dla samolotów lądowych) względnie ok. 10000 kg (dla wodnosamolotów),
b) w samolotach różnych typów i rozmaitego przeznaczenia,

Tablica 1

Kadłuby podłużnicowe uścięgnione (kratowe) i o szkielecie drewnianym.

Nazwa samolotu, firma	Typ	Ciężar w locie kg	Długość w m	Prędkość kg/godz. Maks.	Przelot.	Ląd.	Obciążenie powierzch. kg/m²	Konstrukcja kadłuba	Źródło
Tipsy S 2, Tipsy B	Sportowy	260	5'72	160	—	70	27'5	Przód tworzy całość z drewnianym skrzydłem. Tył: 4 sprus. dźwigary, sprus. wręgi, pracujące pokr. sklej.	[1]
Potez 54	Liniowy wieloosob.	5721	16,2	310	240	—	76	2 belki połączone ramami i ścięgnami.	[1]
Caudron - Renault C. 710	Lekki myśliwiec	1646	8,53	460	—	—	132	Szkielet drewniany — podłużnice.	[6],
Percival „Q 4"	Turyst.	2050	9,83	274	258	84	85	4 podł. drewn., przód kryty sklejką, tył płótnem.	[7]. [8],
Percival „Q 6"	Turyst.	2310	9.83	314	298	93	89.6	4 podł. drewn., przód kryty sklejką, tył płótnem.	[7] [8].
Caudron C-640 „Tajfun"	Transport.	3600	10,95	378	317	108	128,5	2 drewniane podłużnice.	[4]
De Havilland „Comet"	Wyścig.	2380	8 8	—	326	—	121	4 podłużnice drewn. Pokrycie paskami sprusu w kilku warstwach.	[9]
Caudron C-460	Wyścig.	950	7,125	506	—	—	136	Podłużnice drewniane. Pokrycie sklejką i płótnem.	[4]
Caudron C-600 „Aiglon"	Tren. i sport	875	7,62	215	180	55	60	Podłużnice drewniane. Pokrycie sklejką.	[4]
Caudron C-690	Trening.	900	7,7	370	330	—	100	4 jesionowe podłużnice. Poprzeczne wiązane ze sprusu. Pokrycie ze sklejki; na to płótno.	[4]
Salmson „Cri-Cri"	Turyst.	540	7 3	170	—	60	38'6	Podłużnice. Szkielet drewniany.	[4]
Potez 62	Pocztowy	7500	17.32	325	280	—	99	4 podłużnice, szkielet drewniany, pokrycie sklejką.	[15]

Tablica 2

Kadłuby skorupowe drewniane.

Nazwa samolotu, firma	Typ	Ciężar w locie kg	Długość w m	Prędkość kg/godz. Maks.	Przelot.	Ląd.	Orciążenie powierzch. kg/m²	Konstrukcja kadłuba	Źródło
Cant Z. 506	Pasażerski	10200	18 92	330	—	—	120	Drewniany monocoque (2 pływaki pod kadłubem.	[1]
Bristol 138	Rekordowy na wysokość	2431	13,41	190	—	—	43,4	Drewniany monocoque, kryty sklejką.	[4]
Shapley Kittiwake	Sportowy	454	6,18	186	159	72,4	37,6	Drewniany monocoque, kryty sklejką.	[11]
S. A. I. 1.	Turystycz.	930	8,6	220	195	85	54	Drewniany monocoque o eliptycznym przekroju.	[1]
S. A. I. 2.	5-osobowy pasaż.	1067	10,2	240	205	85	67,5	Drewniany monocoque o eliptycznym przekroju.	[1]
Rogozarski P. V. T.	Tren.2-os.do walki pow.	1312	11,2	249	—	94,5	59,3	Drewniany monocoque o owalnym przekroju.	[1]
Rogozarski „SIM XI“	Akrob. 1-os.	680	7,16	200	—	—	39 3	Drewniany monocoque o owalnym przekroju.	[1]
Magni „Vale“	Akrobac.	765	5,50	250	200	90	~71,6	Drewniany monocoque, kryty sklejką.	[14]
Miles R. R. Trainer	Myśl.-treningowy	2497	9,15	472	406	—	128	Drewniany monocoque, kryty sklejką.	[15].

Tablica 3

Kadłuby skorupowe sklejkowe.

Nazwa samolotu, firma	Typ	Ciężar w locie kg	Długość w m	Prędkość kg/godz. Maks.	Przelot.	Ląd.	Obciążenie powierzch. kg/m²	Konstrukcja kadłuba	Źródło
D. H. 90 „Dragonfly“	Pasażerski	1816	9,65	237	200	—	69	Skorupa sklejkowa. Sklejka brzozowa usztywniona listwami z kanadyjskiego sprusu i wręgami co ~ 1 m. Całość kryta tkaniną madapolan i pocellonowana.	[1]
De Havilland Dragon Rapide	Pasażerski	—	—	—	212	—	—	Jak wyżej.	[13]
De Havilland 86 B Express Air Liner	Pasażerski	—	—	—	228	—	—	Jak wyżej.	[13]
De Havilland „Albatross“	Komunikacyjny							Klasyczny monocoque. 2 warstwy sklejki 3-okleinowej, pomiędzy nimi warstwa balzy, grubości 1 cala, napojonej sztuczną żywicą. Całość prasowana na specjalnej formie.	[17]

c) w samolotach, posiadających obciążenie powierzchniowe od względnie najmniejszych (ok. 27 kg/m²) do ok. 130—140 kg/m².

d) Kadłuby czysto drewniane znalazły dotychczas zastosowanie i w samolotach o prędkości ponad 500 km/godz., a konstrukcji mieszanej w samolocie ponad 700 km/godz.

e) Spośród kadłubów czysto drewnianych największe zastosowanie dotychczas miały kadłuby pierwszej grupy — może jako najprostsze —

Tablica 4

Kadłuby pół-skorupowe.

Nazwa samolotu, firma	Typ	Ciężar w locie kg	Długość w m	Prędkość kg/godz. Maks.	Przelot.	Ląd.	Obciążenia powierzch. kg/m²	Konstrukcja kadłuba	Źródło
De Havilland „T. K. 4“	Na „King's Cup Race“ 1937	615	4,72	—	350	100	111	Semi - skorupa. Sprus, sklejka.	[1], [10]
Wicko Major Monoplane	Sportowy, 2-osobowy	908	7,1	225	—	72	—	Semi - skorupowy, skrzynkowy. 4 podłużnice, pokrycie sklejką.	[5]
Airspeed „Envoy“	Pasażerski	2860	10,53	336	307	—	91	Semi-monocoque. Pokrycie sklejkowe ze sprusowymi ramami.	[1]
Miles „Peregrine“	Pasażerski	2361	9,76	300	262	—	85	Semi-skorupowy z drewna z pokryciem sklejkowym.	[1]

Tablica 5

Kadłuby mieszane — metal, drewno, sklejka.

Nazwa samolotu, firma	Typ	Ciężar w locie kg	Długość w m	Prędkość kg/godz. Maks.	Przelot.	Ląd.	Obciążenie powierzch. kg/m²	Konstrukcja kadłuba	Źródło
Koolhoven „F. K. 54“	Sportowy	900	7,7	250	—	76	60	Przód: krata spawana z pokryciem blasz. Tył: skorupa drewniana ze statecz. wysok. i kier. w jednej całości.	[2]
Bücker Bü 180 „Student“	Szkol.i sportowy 2-osob.	540	7,1	175	—	70	36	Przód: do tylnego siedzenia z rur spaw. Tył: skorupa drewniana.	[3]
Koolhoven „F. K. 55“	1-miejsc. pościgowy	1800	8,4	520	450	105	~116	Przód do skrzydła: rury spaw. Tył: drewno. Pokrycie sklejką.	[4]
Airspeed „Courier“	Pasażerski	1771	—	246	212	90	~77	Przód od ramy silnikowej do tablicy przyrządów pokładowych z rur stalowych. Dalej podłużnice sprusowe, przegrody, pokrycie sklejką.	[1]
B. A. „Eagle“ Mark II	Turystycz.	1090	7,9	236	208	72	58,55	Przód z rur stal. spawanych. Tył z drewna, kryty sklejką.	[1]
Fokker T. 5	Bomb. i obs.	7500	15,6	389	301	—	115	Przód dur., tył z rur spaw. Środek tworzy całość z drew. skrzydłem.	[1]
Fokker T. 7-W	Bomb.i wyw	8100	16,25	315	250	—	101	Jak Fokker T. 5.	[1]
Macchi Castoldi 72	Rekordowy	3025	—	709,2	—	—	—	Przód: do skrzydła — metalowy, tył z drewna, kryty sklejką.	[1]
I. A. R. 23.	Liniowy	1970	12	265	215	105	88,7	Podłużnice z sosny — wiązanie poprzeczne z duralu (przegrody). Przód kryty dur. blachą, tył płótnem.	[1]
Koolhoven F.K. 52	2-osobowy, liniowy	2500	8,5	370	335	109	89 3	Przód z rur spaw. Tył drewniany monocoque.	[15].

jednakże są one z kadłubów czysto drewnianych najcięższe i dlatego konstruktorzy dążą do kadłubów skorupowych, lżejszych, w których materiał pracujący jest rozłożony jak najdalej od osi obojętnej.

f) Jeżeli nie będziemy brać pod uwagę możliwości stosowania sztucznych żywic, to konstrukcje drewnianych kadłubów zdają się zdążać ku kadłubowom skorupowym a nie sklejkowym. Należy tu jednakże starannie rozważyć

cel i przeznaczenie maszyny, aby nie było zbyt dużo wykrojów itp., gdyż w niektórych wypadkach kadłub pierwszej grupy może okazać się korzystniejszy.

g) Kadłuby skorupowe sklejkowe nie znalazły dotychczas szerszego zastosowania i konstruktorzy zdają się nie okazywać większego zainteresowania tego rodzaju konstrukcją. Zresztą należy przypomnieć, że klasyczne konstrukcje skorupowe kadłubów, wykonywane przy końcu wojny światowej i po wojnie światowej, nie zdały egzaminu użyteczności „w terenie". Wchodził tu właśnie w grę czynnik kruchości kadłuba, o którym wspomniano na początku tego artykułu.

h) Jeżeli weźmiemy pod uwagę możliwość stosowania sztucznych żywic, to konstrukcja kadłuba Albatrossa De Havillanda zdaje się wskazywać na kierunek, w którym podążą w przyszłości konstrukcje drewnianych kadłubów. Jednakże znowuż należy każdorazowo starannie rozważyć cel i przeznaczenie maszyny, gdyż np. do celów wojskowych tego rodzaju konstrukcja może się okazać nieużyteczna.

j) Dla pewnych celów i przeznaczeń mogą się okazać korzystne kadłuby konstrukcji mieszanej, jako najlżejsze z całego szeregu kombinacji, przy konieczności zachowania np. wykrojów dla strzelców płatowcowych, wolnego wnętrza kadłuba, przeprowadzenia drewnianego skrzydła przez kadłub itd.

Literatura

[1] Jane's All the World's Aircraft. 1936.

[2] Sport—und Reiseflugzeug Koolhoven „F.K. 54". Flugsport Nr 2/1938. Str. 29.

[3] Bücker Bü 180 „Student", Luftwissen, Nr 3, 1938 G.. Teku 380301.

[4] XV. Parižskaja Awiacjonnaja Wystawka (1936). Moskwa, 1938.

[5] The latest Wicko. Flight, 10.III.1938, Nr 1524.

[6] Le monoplace de chasse léger Caudron-Renault C. 710 L.'Aéronautique, Mars 1938, Nr 226.

[7] The Percival „Twins". Flight, 16.XII.1937, Nr 1512.

[8] Verkehrstiefdecker Percival „Q 4" nud „Q 6", Flugsport, Nr 5, 1938.

[9] The de Haviland Comet. The Aeroplane, 19.IX. 1934, Nr 1217.

[10 Renntiefdecker de Havilland „T.K. 4". Flugsport Nr 2, 1938. S. 29.

[11] British Aeroplanes for the Private Owner. The Aeroplane. 9.III.1938.

[12] Rogozarski „SIM XI". Luftwissen, Bd. 5 Nr 4. 1938. Str. 141.

[13] British Commercial Aeroplanes. The Aeroplane. 4.V.1938, Nr 1406.

[14] La participation étrangère au XIV Salon de l'Aéronautique. P. Léglise. L'Aéronautique, Luty 1935, Nr 189.

[15] Jane's All the World's Aircraft. 1937.

[16] Fokker. Wood or Metal? Biuletyn, maj, 1933.

[17] Wood Construction of Aeroplanes. A. Hessel Tiltman. The Aeroplane, Nr 1386, 15.XII.1937.

Wooden Fuselage Structures

Summary

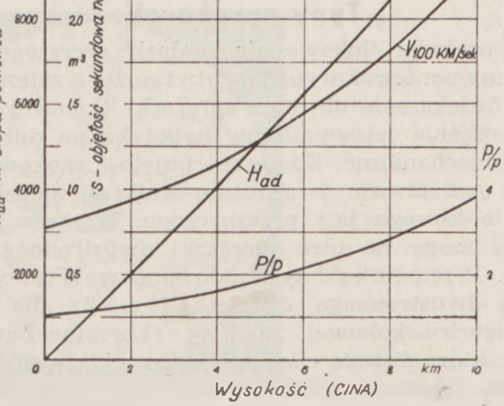
After some preliminary remarks upon the brittleness of materials, particularly of wood and plywood, the author reviews some of the recent types of wooden fuselages. From the tabulated data he draws the conclusion that wood is used for fuselages in a very wide range of aircraft types, up to weights of 8000 and 10000 kg, and speeds over 700 km. p. h. Plywood is less in use, as its brittleness does not ensure a sufficient degree of security. It appears that improved wood and synthetic resins, as they are used in the De Havilland „Albatross", open new possibilities for the future. For military aircraft, however, wood is not very popular in fuselage structures.

Sprężarki silników lotniczych*)

Dr inż. Werner von der Null

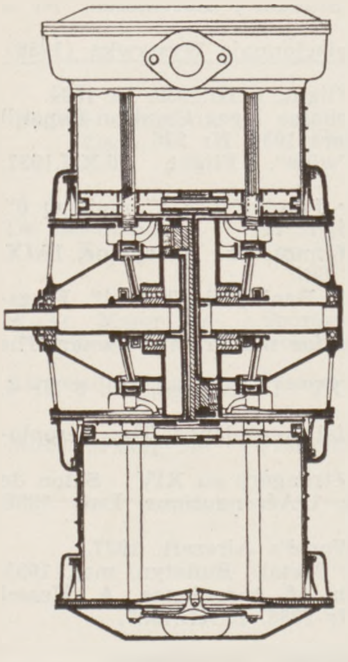
Z oryginału p.t. „Ladeeinrichtungen ausländischer Flugmotoren", Luftwissen, Juni 1937, str. 169—186, skrócił kpt. inż. Stanisław Dudziński.

Ogólnie biorąc, sprężarki służą do lepszego napełnienia cylindra na ziemi lub na niewielkiej wysokości, bądź też do utrzymania stałego ciśnienia ładowania aż do pewnej określonej wysokości. W pierwszym wypadku mówimy o sprężarkach przyziemnych (Bodenlader, Überlader), w drugim o sprężarkach wysokościowych (Höhenlader, Auflader). Zasadniczo nie można znaleźć ścisłej granicy podziału między tymi dwoma typami sprężarek, zresztą rozgraniczenie to jest zbędne. Głównym celem sprężarki jest umożliwienie lotu na dużej wysokości, tj. zapewnienie określonego ciśnienia ładowania na danej wysokości, np. na wysokości 4000 m 1,3 atm. ładowania. Pod względem rozwiązania konstrukcyjnego najwięcej znane są trzy typy sprężarek, a mianowicie: tłokowe, paletkowe i odśrodkowe. Sprężarki tłokowe spotyka się jedno lub wielocylindrowe, jedno lub dwustronnego działania. Sprężarki paletkowe znane są przede wszystkim jako sprężarki Rootsa. Większość używanych obecnie sprężarek są to sprężarki odśrodkowe (wirnikowe) jedno lub dwustopniowe. Do sprężarek odśrodkowych zaliczamy także mieszadła o niewielkim stopniu sprężania, któ-



Rys. 1. Wysokość sprężania i stosunek ciśnień, które powinna dać sprężarka, oraz objętość powietrza na 100 KM, która powinna być zassana, na wysokościach lotu od 0 do 10 km.

*) W artykule tym nie są omówione sprężarki niemieckich silników lotniczych.



Rys. 2. Schematyczny przekrój francuskiej sprężarki tłokowej silnika Lorraine-Petrel 500 KM.

re służą przede wszystkim do równomiernego rozdziału mieszanki w cylindrach.

Sprężarki silników lotniczych różnią się znacznie pod względem konstrukcyjnym od sprężarek silników stałych i samochodowych; ich rozwój został przyspieszony przez wojnę światową i do dziś nie jest zakończony.

W pracy tej jest przedstawiony rozwój sprężarek, różne rozwiązania konstrukcyjne i postęp w tej dziedzinie w ostatnich latach.

Uwagi ogólne

Moc silnika spalinowego (przy ustalonych obrotach) zależy od napełnienia cylindra, to jest od ilości i jakości mieszanki dostarczonej do cylindra. Silnik może ładunek mieszanki sam zassać, lub ładunek może być dostarczony i powiększony przez sprężarkę. Dla silników lotniczych sprężarki mają duże znaczenie, ponieważ ze wzrostem wysokości spada ciężar właściwy powietrza i silnik bezsprężarkowy zasysa wagowo mniej mieszanki aniżeli na ziemi.

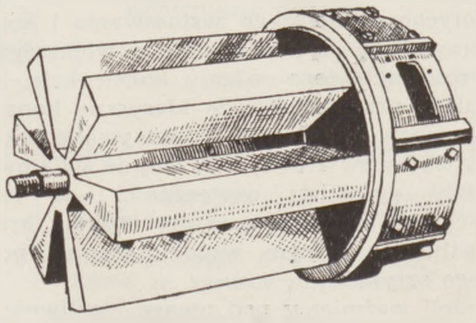
Sprężarki naskutek przedwstępnego sprężania zapewniają silnikowi konieczny ładunek mieszanki dla założonej mocy i wysokości. Dla pracy samej sprężarki jest zasadniczo obojętne, czy spręża ona czyste powietrze czy też mieszankę.

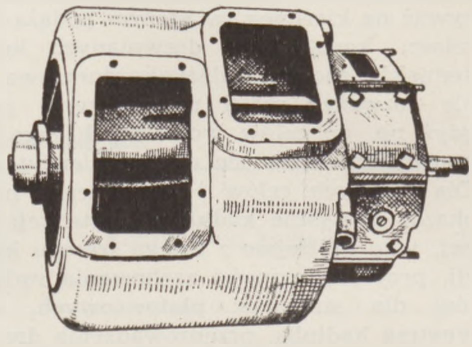
Jeżeli przyjmiemy, że sprężarka powinna dostarczać do silnika mieszankę pod ciśnieniem 760 mm. Hg. aż do założonej wysokości, to w związku z tym wzrasta szybko stosunek sprężania wstępnego, adiabatyczna praca sprężania i objętość powietrza na jednostkę mocy (rys. 1). Przy ładowaniu większym od 760 mm Hg. wielkości te odpowiednio wzrastają.

Typy sprężarek

Sprężarki tłokowe nie znalazły szerszego zastosowania ponieważ wypadają zbyt duże, a zatem i ciężkie. Zwiększenie obrotów sprężarki tłokowej w celu zmniejszenia jej wymiarów napotyka na duże trudności mechaniczne. Konieczna objętość skokowa sprężarki jest prawie dwukrotnie większa, aniżeli silnika, do którego jest przeznaczona. Większe zastosowanie mogą tu mieć sprężarki dwustronnego działania. Przed kilku laty zbudowano we Francji sprężarkę dwustronnego działania (rys. 2) dla silnika o objętości skokowej 23 litry (Lorraine-Petrel 500 KM), która dawała ciśnienie nieco wyższe od 760 mm Hg. na wysokości 7000 m. Średnica tłoka wynosiła 250 mm, skok 160 mm, wydatek 31,4 l. na jeden obrót wału; sprawność stosunkowo mała: 0,55 — 0,60. Dzięki zastosowaniu stopów lekkich ciężar sprężarki zredukowano do 26 kg.

Ze sprężarek paletkowych najbardziej znane są sprężarki Rootsa, które właściwie dotąd nie znalazły szerszego zastosowania, bowiem przy obrotach sprężarki około 10.000 obr/min. i wyższych napotykamy





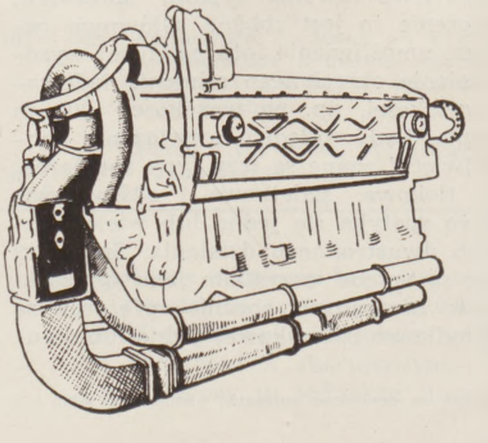
Rys. 3. Wirnik i korpus francuskiej sprężarki paletkowej.

na dwie poważne trudności a mianowicie; 1) niepewne działanie, 2) mały współczynnik sprawności zwłaszcza przy większych stopniach sprężania. Sprężarka paletkowa pokazana jest na rys. 3.

Przy ocenie różnych typów sprężarek widać jasno, że najwięcej do silników lotniczych nadają się sprężarki odśrodkowe (wirnikowe), przy czym należy dodać, że przy lotach na małej wysokości i przy małych stopniach sprężania poszczególne typy sprężarek (tłokowe, paletkowe, odśrodkowe) nie różnią się między sobą zbyt jaskrawo.

Sprężarki odśrodkowe

Do lotów na dużych wysokościach nadają się najlepiej sprężarki odśrodkowe, których obroty są 2 do 5 razy większe niż dla sprężarek paletkowych. Ciężar i wymiar sprężarki może być wskutek tego zmniejszony, ponieważ ze wzrostem obrotów rośnie ciśnienie prędkości mieszanki, wychodzącej ze sprę-



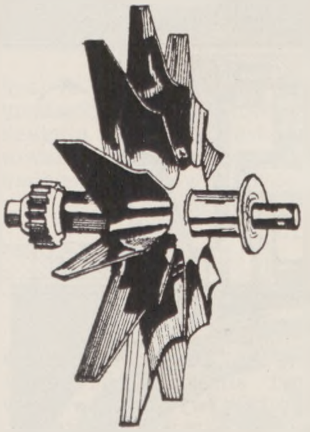
Rys. 4. Silnik Renault 300KM (Coupe Deutsch de la Meurthe 1934 i 1935) z gaźnikiem przed sprężarką, ze spiralą wlotową i wylotową i z wykorzystanjem wytwonego w czasie lotu ciśnienia prędkości powietrza.

żarki. Osiągnięcie dużych wysokości lotu możliwe jest przy zastosowaniu sprężarek wielostopniowych.

Dla całokształtu zagadnienia wspomnimy jeszcze o innych sposobach doładowania.

1) Doładowanie zapomocą ciśnienia prędkości powietrza w czasie lotu (Stauladung).

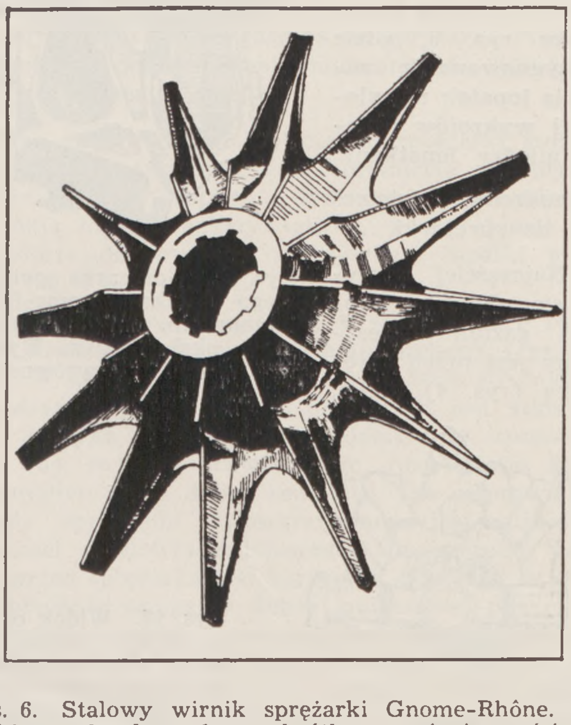
Duże szybkości lotu pozwalają na wyzyskanie ciśnienia prędkości powietrza do doładowania silników. Otwór rury dolotowej powietrza do gaźnika skierowany jest w kierunku lotu, jak na rys. 4. Osiągnięty przy tym stosunek sprężania odpowiada w przybliżeniu średnim jednostopniowym sprężarkom odśrodkowym. W nowoczesnych silnikach lotniczych ciśnienie prędkości wykorzystane jest do wyrównania strat ciśnienia w gaźniku i w dolocie z gaźnika do sprężarki.



Rys. 5. Stalowy wirnik sprężarki typu Rateau, obustronnie otwarty, z czysto promieniowymi łopatkami.

2) Doładowanie tlenem na dużej wysokości.

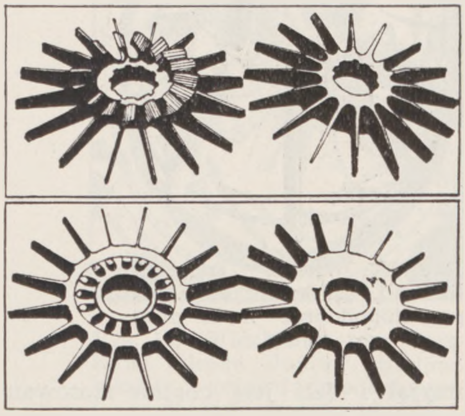
Sposób ten nie został właściwie dokładnie zbadany. Spotkać się można z poglądem, że doładowanie tlenem może mieć zastosowanie przy krótkotrwałych wznoszących lotach stratosferycznych powyżej 16.000 m. Zasilanie silnika wyłącznie tlenem przewożonym na samolocie w butlach stalowych wydaje się jednakże niemożliwe ze względu na ciężar butli i zajmowanego przez nie miejsca oraz ze względu na trudności związane z regulacją składu mieszanki.



Rys. 6. Stalowy wirnik sprężarki Gnome-Rhône. Łopatki są od tyłu podparte krótką promieniową ścianką i żebrami.

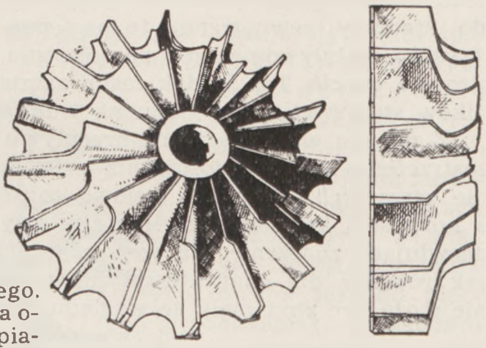
Napęd sprężarek

Sprężarki paletkowe i odśrodkowe są prawie bez wyjątku napędzane przez silnik za pomocą przekładni czołowych lub stożkowych i stanowią integralną część silnika. Pomiędzy wałem wykorbionym



Rys. 7. Stalowe wirniki sprężarek Gnome-Rhône. Nowsze konstrukcje widoczne z prawej strony.

a pierwszą przekładnią stosuje się sprzęgła sprężyste lub tarciowe. Ze względu na pobieraną moc i regulację napędy są obecnie częściowo wykonywane jako wielostopniowe; niekiedy cały napęd jest połą-



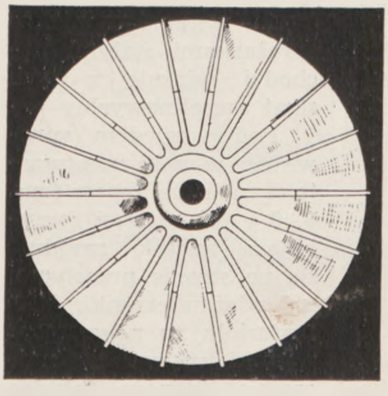
Rys. 8. Duralowy półotwarty wirnik Pratt & Whitney, U. S. A., w widoku z przodu i z boku, z łopatkami zagiętymi na początku i z otworami w korpusie wirnika dla zmniejszenia nacisku osiowego. Umocowanie na osi za pomocą piasty z wieloklinem.

czony z wałem wykorbionym zapomocą sprzęgła wyłączalnego.

W ostatnich czasach stosuje się do napędu sprężarki turbiny pędzone gazami spalinowymi, co daje duże korzyści. Wady i zalety poszczególnych napędów sprężarek będą opisane w związku z zagadnieniem regulacji.

Zasadnicze części sprężarek odśrodkowych

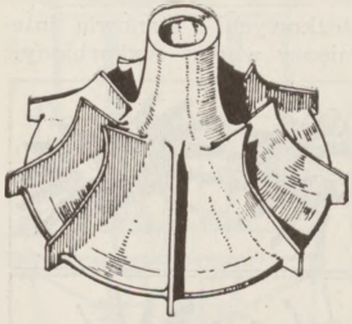
Wirnik



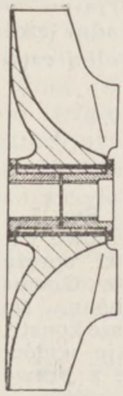
Rys. 9. Wirnik Rolls-Royce z lekkiego metalu. Przy tych wirnikach zrezygnowano z wycięć w tarczy wirnikowej między łopatkami.

Jedne z pierwszych sprężarek lotniczych były budowane przez Rateau i Farmana. Wirniki turbosprężarek Rateau były przystosowane do d u ż y c h szybkości obwodowych, koniecznych dla osiągnięcia dużych wysokości oraz zmniejszenia wymiarów i ciężaru sprężarki. Rateau wykonał wirnik przez wyfrezowanie go z peł-

nej tarczy stalowej i osiągnął szybkości obwodowe 300 — 400 m/sek. Tego rodzaju wirnik szybko się



Rys. 10. Wirnik sprężarki Renault. Ta konstrukcja jest prawdopodobnie mało przydatna.



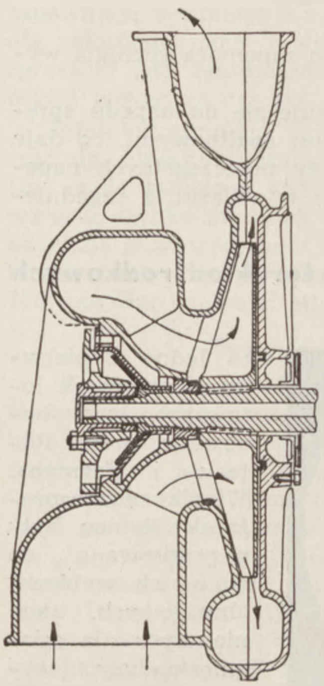
Rys. 11. Przekrój wirnika z rys. 8 dla uwidocznienia umocowania piast z wieloklinem za pomocą nitów.

przyjął i dziś jest chętnie stosowany zwłaszcza przez konstruktorów francuskich.

Na rys. 5, 6 i 7 pokazane są różne odmiany wirników Rateau.

Podczas gdy pierwsze wirniki Rateau miały łopatki proste od piasty aż do średnicy zewnętrznej, to następne (rys. 8) zostały odgięte dla zmniejszenia strat na wlocie. Ten środek został zarzucony dla wirników stalowych ze względu na trudności produkcji.

Z punktu widzenia teorii przepływu nasuwają się zastrzeżenia co do stosowania wirników obustronnie otwartych. Odległość osiowa między wirnikiem a korpusem sprężarki, czyli luz osiowy wirnika, ma decydujące znaczenie dla współczynnika sprawności, jak również dla charakterystyki sprężarki. Luz ten nie może być zbyt mały ze względu na pewność pracy wirnika, oraz ze względu na to, że ścianki korpusów sprężarek są stosunkowo cienkie, trudno zatem nadać im dostateczną sztywność. Przy normalnych spotykanych sprężarkach luz osiowy między wirnikiem a korpusem sprężarki wynosi 1 — 2 mm. Mniejszy współczynnik sprawności sprężarek silników lotniczych w porównaniu ze sprężarkami stałymi pochodzi właśnie z tych strat szczelinowych.



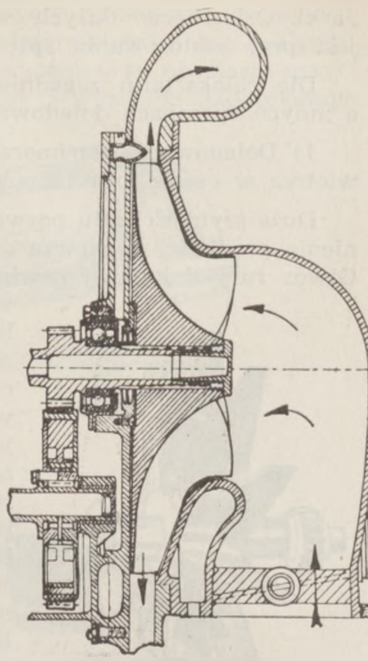
Rys. 12 Przekrój sprężarki 12-cyl. silnika Renault 500 KM. W osłonie wlotu widoczne zakrzywione łopatki stałe (kierownice). Łopatki wirnika są czysto promieniowe.

Pod względem sprawności wirniki półotwarte są znacznie lepsze (rys. 8, 9 i 10). Ściana zamykająca wirnik znajduje się po stronie przeciwnej niż wlot mieszanki. Jako materiału na nowoczesne wirniki używa się najczęściej stopów lekkich duralowych, które łatwiej jest wyginać na wlocie ze względu na przepływ mieszanki. Do mocowania wirnika i przeniesienia momentu kręcącego stosuje się przeważnie wielokliny.

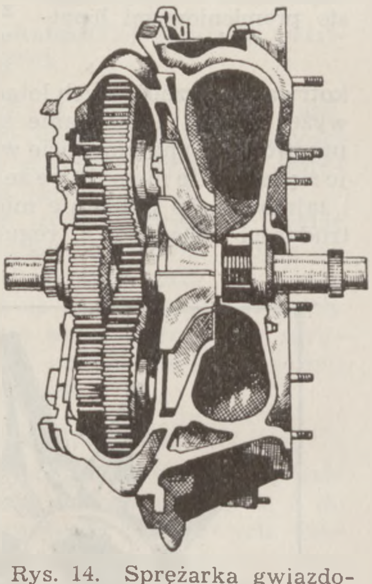
Dla wirników z lekkich metali stosuje się także piasty stalowe połączone z wirnikiem przez nitowanie (rys. 11). Tego rodzaju rozwiązanie osłabia wirnik i nie nadaje się do wirników o dużej ilości obrotów. Trudności osiągnięcia osiowego luzu między wirnikiem i sprężarką przy wirnikach półotwartych jest mniejsza, ponieważ wchodzi w grę tylko luz od strony otwartej. Osiągnięte szybkości obwodowe wirników półotwartych zawierają się w granicach 260 — 330 m/sek. Do zmniejszenia sił osiowych, występujących w wirnikach półotwartych, służą otwory w pobliżu piasty, które łączą przestrzenie zawarte między ścianą wirnika i korpusem sprężarki z jednej strony a przestrzenią ssania z drugiej. Do półotwartych wirników należy także wirnik firmy Rolls-Royce rys. 9, gdzie zrezygnowano z zagięcia łopatek na wlocie i wykrojów ściany między łopatkami.

Urządzenia dolotowe do sprężarki.

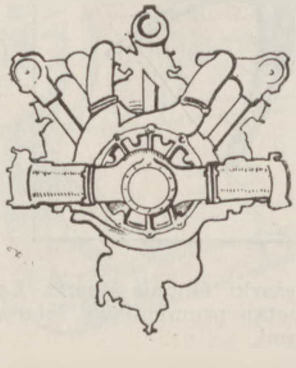
Najczęściej spotyka się układ, w którym gaźnik umieszczony jest przed sprężarką (rys. 4) mimo,



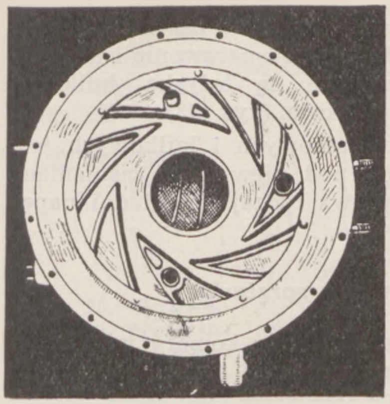
Rys. 13. Przekrój sprężarki 12-cyl. silnika Hispano-Suiza ze spiralą wylotową o 2 wylotach. Wirnik półotwarty z łopatkami zagiętymi na początku.



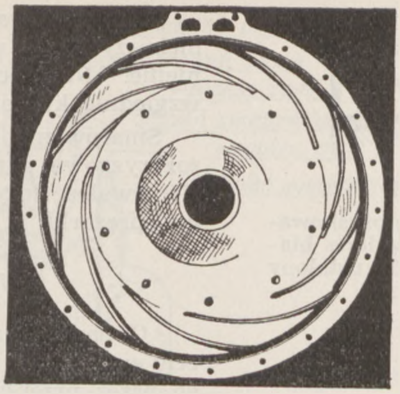
Rys. 14. Sprężarka gwiazdowego silnika Gnome-Rhône z napędem. Wysokość nominalna około 4000 m. Wylotowa komora wyrównawcza zdjęta.



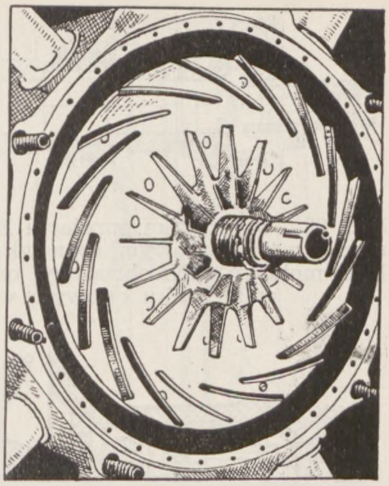
Rys. 15. Widok od tyłu 18-cyl. silnika Renault W (700/830 KM). Sprężarka dla małych wysokości z podwójnym wlotem i potrójnym wylotem (por. rys. 20).



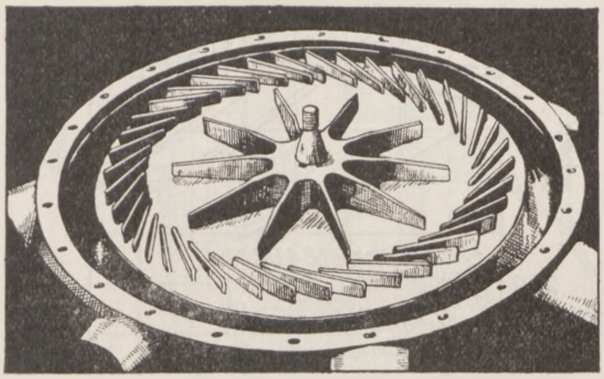
Rys. 16. Kierownice wylotowe sprężarki Pratt & Whitney. Konstrukcja kierownic jest uwarunkowana koniecznością przeprowadzenia wałków napędu akcesorii.



Rys. 17. Kierownice sprężarki silnika Wright-Cyclone. Kształt kierownic korzystny.



Rys. 19. Widok wnętrza sprężarki silnika Jupiter. Stalowy wirnik z osiowo przedłużonymi i zagiętymi łopatkami; duża pierścieniowa przestrzeń między wirnikiem i kierownicami; kierownice wylotowe o korzystnym kształcie.



Rys. 18. Zdemontowana sprężarka silnika Armstrong-Siddeley. Duża ilość prostych kierownic wylotowych.

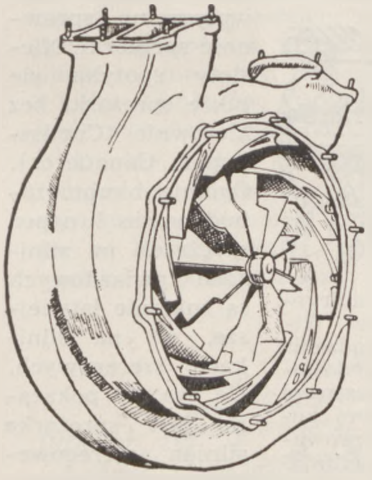
że sprzyja to zamarzaniu gaźników. Należy jednak wziąć pod uwagę, że przeważają obecnie silniki gwiazdowe, i umieszczenie gaźnika za sprężarką stwarza trudności w doprowadzeniu mieszanki do cylindrów oraz w sterowaniu gaźnika.

Przy zakrzywionym dolocie do sprężarki stosuje się często kierownice w celu uniknięcia przepływu burzliwego i związanych z tym strat. Jeżeli wirniki nie mają łopatek zakrzywionych, wtedy stosuje się na wlocie do wirnika zakrzywione łopatki stałe (rys. 12).

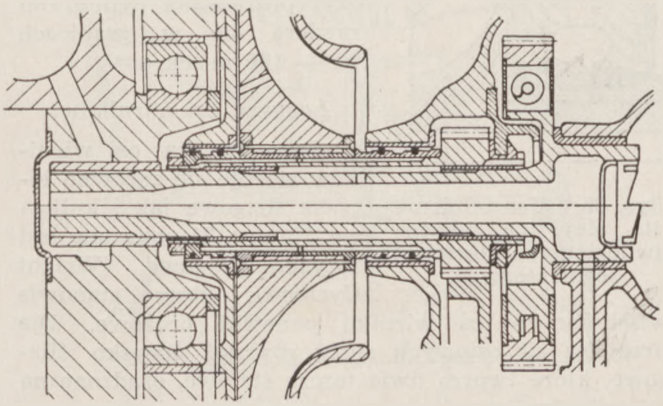
Zamiast krzywizn wlotowych są stosowane również „kieszenie wlotowe" (Einlauftaschen) (rys. 13 i 14). W każdym razie ostre zakrzywienie strumienia bezpośrednio przed wlotem na wirnik jest szkodliwe. Spotyka się także dwa doloty do sprężarki (rys. 15), co przy prawidłowym rozwiązaniu konstrukcyjnym daje dobre rezultaty. Dla poprawienia stopnia sprężania wykorzystywane jest ciśnienie prędkości powietrza dolotowego. Umieszczenie gaźnika przed sprężarką jest korzystne, ponieważ w czasie sprężania osiągamy dobre zmieszanie powietrza z paliwem i oprócz tego podgrzanie mieszanki, które jednakże nie powinno przekroczyć określonych wartości. Dławienie silnika ze sprężarką jednobiegową poniżej jego wysokości nominalnej wpływa ujemnie na współczynnik sprawności sprężarki.

Odprowadzenie mieszanki ze sprężarki.

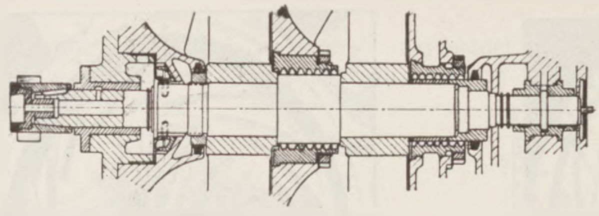
W silnikach szeregowych stosuje się często spiralę wylotową ze sprężarki (rys. 4, 15) co podwyższa współczynnik sprawności. Tego rodzaju spirale wylotowe nie znajdują zastosowania w silnikach gwiazdowych, w których mieszanka skierowana jest do pierścieniowej przestrzeni wyrównawczej, skąd jest odprowadzona do poszczególnych cylindrów. Komora, w której znajduje się sprężona mieszanka, musi być dostatecznie duża, aby uniknąć zaburzeń (pulsacji), powstających od zasysania po-



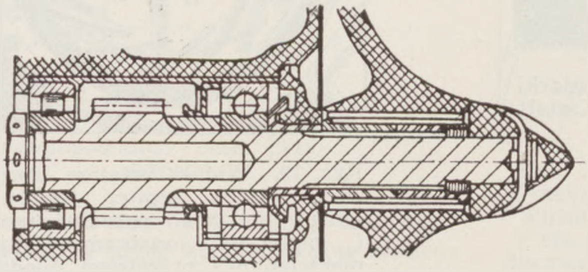
Rys. 20. Widok wnętrza sprężarki 18-cyl. silnika Renault W (por. rys. 15).



Rys. 21. Oś wirnika sprężarki Wright-Cyclone z czysto ślizgowym ułożyskowaniem (niedzielone panewki brązowe) wydrążonej osi wirnika na przeprowadzonym przez nią wolnoobrotowym wałku przekładniowym.

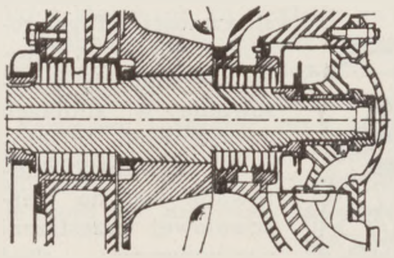


Rys. 22. Oś wirnika sprężarki Farmana z ułożyskowaniem czysto ślizgowym (panewki dzielone wylane białym metalem). Nieobciążony osiowo wirnik ustalony w kierunku osiowym węzłem na osi.

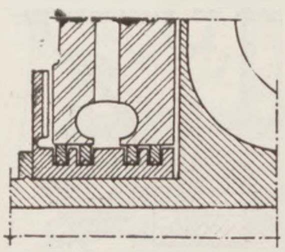


Rys. 23. Oś wirnika sprężarki Pratt & Whitney z ułożyskowaniem czysto tocznym i przejęciem sił osiowych za pomocą łożyska kulkowego.

szczególnych cylindrów. Kształty kierownic pokazane są na rys. 16, 17, 18 i 19. Symetryczne położenie oraz gładkość wykonania kierownic mają duży wpływ na sprawność sprężarki. Niestety spotyka się także sprężarki bez kierownic (Curtiss-Super Conqueror). Ogólnie biorąc, zabudowanie i naped sprężarek na silnikach gwiazdowych są znacznie łatwiejsze, niż na silnikach szeregowych. Na rys. 20 pokazana jest sprężarka silnika szeregowego; należy zwrócić uwagę na spiralę wylotową. Szybkość mieszanki w przewodach między sprężarką a cylindrami zawiera się w granicach 60 — 100 m/sek.



Rys. 24. Uszczelnienia labiryntowe sprężarki Farmana. Widoczne są specjalne urządzenia zabezpieczające przed przedostawaniem się oleju do przestrzeni powietrznej. Do środkowej komory uszczelniającej doprowadzone jest powietrze zamykające (Sperrluft).



Rys. 25. Uszczelnienie dla oleju za pomocą dwudzielnych pierścieni segmentowych.

Łożyska osi wirników.

Jako łożyska osi wirników stosuje się zarówno łożyska ślizgowe jak i kulkowe. Na rys. 21 pokazane jest łożysko ślizgowe, (Wright Cyclone), które stanowią wtłaczane w oś wirnika panewki brązowe. Dla przejęcia sił osiowych służy również łożysko ślizgowe, które tworzą dwie tarcze stalowe, osadzone na osi wirnika.

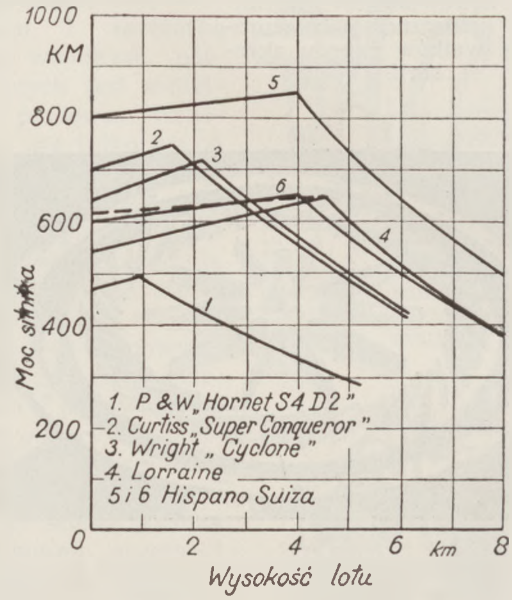
Farman stosuje wyłącznie łożyska ślizgowe, które służą jednocześnie do przejęcia niewielkich sił osiowych (wirniki obustronnie otwarte, rys. 22).

Stosowanie łożysk ślizgowych na osi wirnika jest niekorzystne ze względu na ich smarowanie i uszczelnienie. Najwięcej używane są łożyska kulkowe, względnie kulkowe i wałkowe (rys. 23).

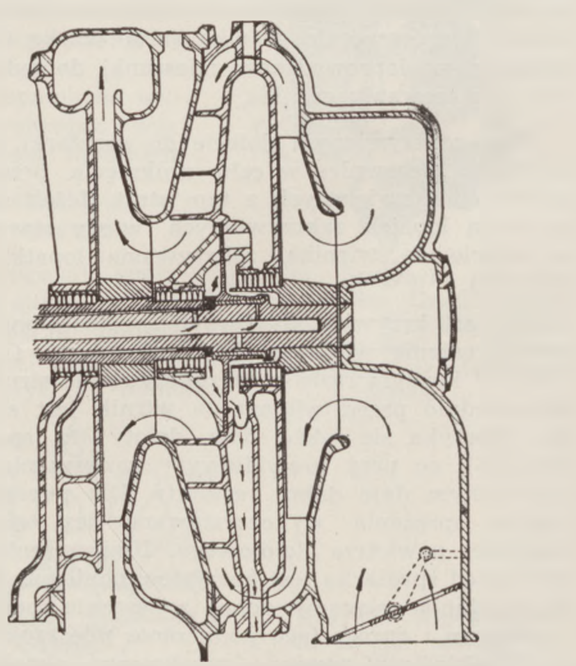
Smarowanie łożysk wałkowych i kulkowych jest rozbryzgowe a niekiedy pod niewielkim ciśnieniem. Na trwałość łożysk wpływa rodzaj przekładni napędu sprężarki.

Uszczelnienie sprężarki.

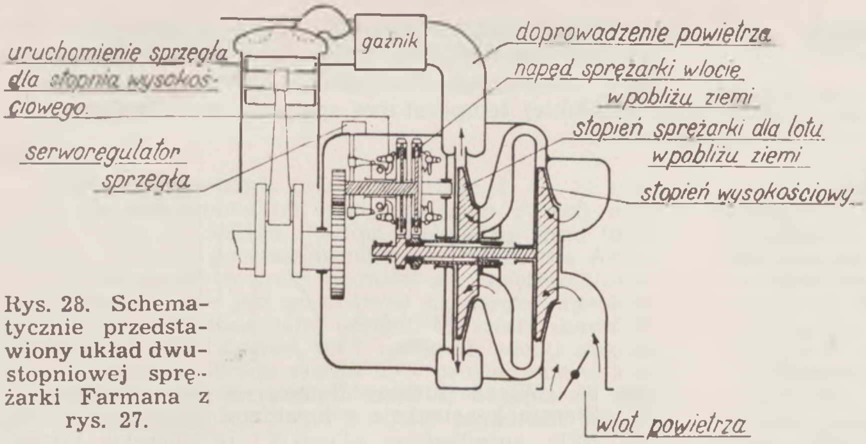
O trudnościach uszczelniania komory wirnika w celu uniknięcia wciągania do niej oleju i porywania go przez przepływające powietrze, lub też uchodzenia sprężonego powietrza czy mieszanki, świadczy mnóstwo stosowanych sposobów. Większość sprężarek



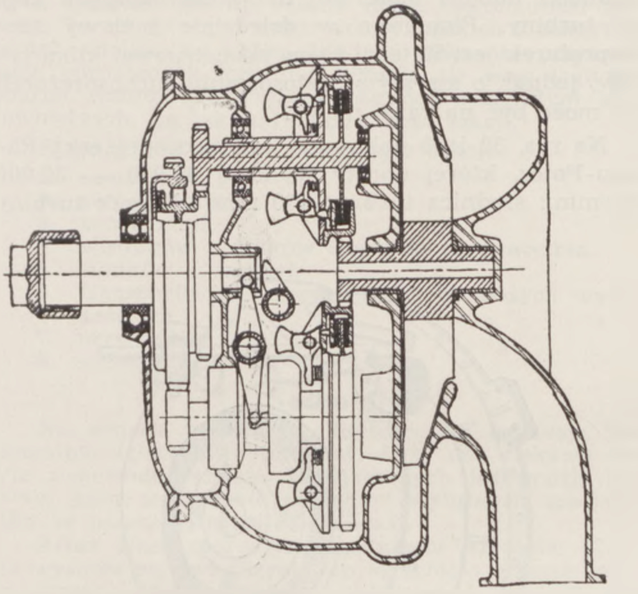
Rys. 26. Przebieg mocy kilku silników wysokościowych według danych wytwórców.



Rys. 27. Dwustopniowa sprężarka Farmana dla wysokości około 8500 m. Wirniki na oddzielnych osiach pojedyńczo wyłączalne za pomocą sprzęgieł działających na zasadzie siły odśrodkowej.



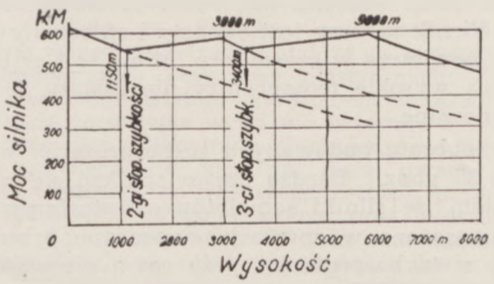
Rys. 28. Schematycznie przedstawiony układ dwustopniowej sprężarki Farmana z rys. 27.



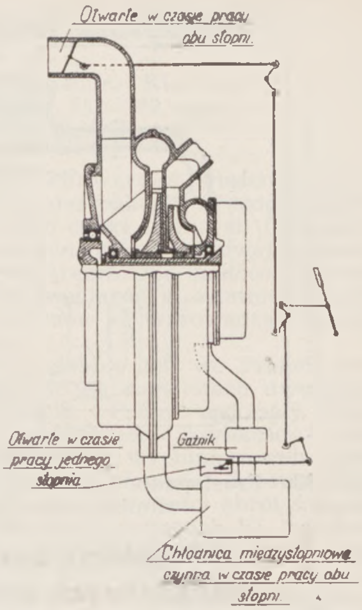
Rys. 29. Jednostopniowa sprężarka Farmana z przełączalną przekładnią dwubiegową.

francuskich posiada tylko uszczelnienie labiryntowe (Spitzendichtung), rys. 24, przy czym oś wirnika jest gładka. Uszczelnienie takie nie działa jednak należycie i, aby polepszyć jego skuteczność, dodaje się odrzutnik oleju wraz z komorą zbierającą olej. W pewnych wypadkach jest jeszcze w środku labiryntu komora zamykająca, mająca dopływ powietrza z otoczenia (rys. 24).

W niektórych sprężarkach francuskich poświęcono wiele uwagi odrzutnikom oleju, wykonywując je jako duże płaskie lub stożkowe tarcze, i zaopatrując je w wyfrezowane rowki, przesuwające olej w kierunku przeciwnym do różnicy ciśnień (rys. 12).



Rys. 30. Przebieg mocy wysokościowej silnika Farman z trzybiegową sprężarką.

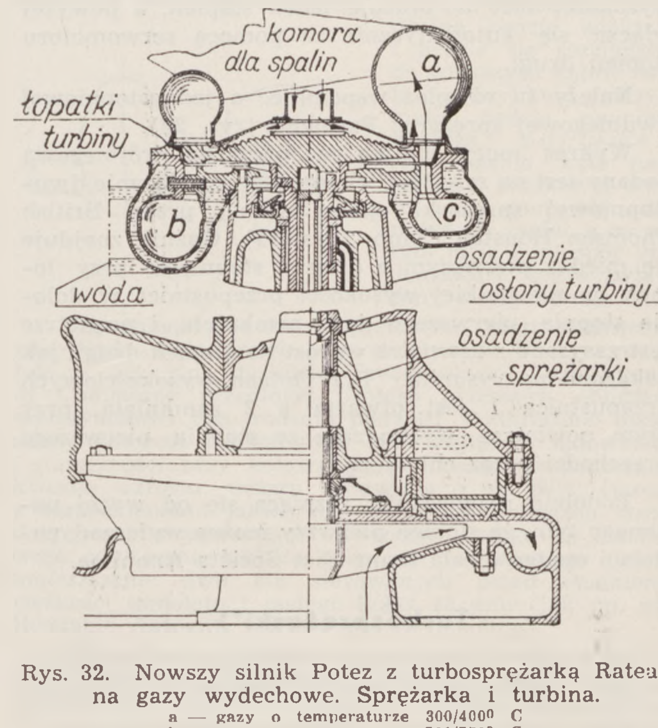


Rys. 31 (na prawo). Dwustopniowa sprężarka z regulacją zasilania według metody Thomson Houston.

W tym samym celu stosuje się też często rowki spiralne na osi wirnika. Przykładem uszczelnienia za pomocą stożkowego odrzutnika i kilku szczelin, oddzielonych wytoczeniami, jest sprężarka Pratt & Whitney, rys. 23.

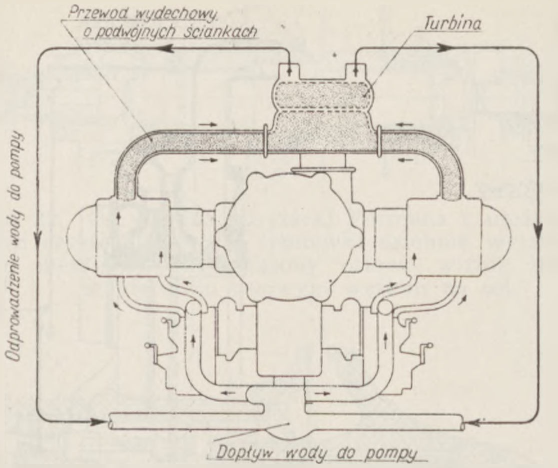
Z innych sposobów należy wymienić uszczelnienie za pomocą pierścieni uszczelniających, wchodzących w wytoczone rowki pierścieniowe. Wykonanie pierścieni może być różne, np. mogą one składać się z kilku segmentów, rys. 25, lub też być wykonane na wzór pierścieni tłokowych.

Dla konstrukcji i oceny uszczelnień sprężarek miarodajne są różnice ciśnień, występujące w locie na wysokości nominalnej, które mogą poważnie odbiegać od różnicy ciśnień, zachodzącej przy dławieniu wirnika w pobliżu ziemi.



Rys. 32. Nowszy silnik Potez z turbosprężarką Rateau na gazy wydechowe. Sprężarka i turbina.

a — gazy o temperaturze 300/400° C
b — ,, ,, 700/750° C
c — ,, ,, 750° C



Rys. 33. Prostopadłe ustawienie grupy sprężarki na silniku typu „boxer".

Regulacja sprężarek napędzanych przez silnik

Obecnie najczęściej są spotykane sprężarki, których napęd jest na stałe związany z wałem wykorbionym. Z podanych na rys. 26 charakterystyk tego rodzaju silników widać jasno, że ich wysokości nominalne znajdują się poniżej 5000 m. Osiągnięcie wysokości nominalnych powyżej 5000 m jest dla sprężarek jednobiegowych o małym współczynniku sprawności w ogóle niemożliwe ze względu na moc startową silnika, a dla sprężarek o dużym współczynniku sprawności nie jest wskazane.

Z tej przyczyny sprężarki silników o dużej wysokości nominalnej są dwubiegowe lub dwustopniowe z możnością wyłączenia jednego stopnia. Do najwięcej znanych należy dwustopniowa sprężarka Farmana, połączona z wałem wykorbionym za pomocą sprzęgła wyłączalnego. Przy starcie i na niewielkich wysokościach silnik pracuje bez sprężarki. Ostatnio Farman wykonał sprężarkę dwustopniową (rys. 27 i 28) dla wysokości nominalnej około 8500 m; do wysokości 4000 m pracuje jeden stopień, a powyżej włącza się automatycznie za pomocą serwomotoru stopień drugi.

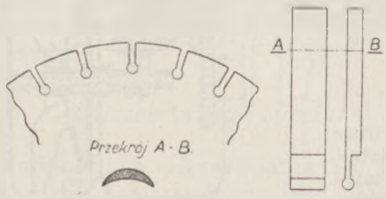
Należy tu również wspomnieć o jednostopniowej dwubiegowej sprężarce Farmana (rys. 29).

Wykres mocy silnika ze sprężarką trójbiegową podany jest na rys. 30. Ciekawe jest rozwiązanie dwustopniowej sprężarki opatentowanej przez British Thomson Houston Comp. (rys. 31). Gaźnik znajduje się między pierwszym a drugim stopniem; przy lotach na niewielkiej wysokości przepustnica w dolocie stopnia pierwszego jest zamknięta, i powietrze jest zasysane z zewnątrz wprost na stopień drugi, jak pokazano na rysunku. Przy lotach wysokościowych przepustnica 1 jest otwarta a 2 zamknięta, przy czym powietrze wychodzące ze stopnia pierwszego przechodzi przez chłodnicę.

Podobne rozwiązanie, różniące się od wyżej podanego tym, że stopień pierwszy można wyłączać, podała i opatentowała firma Fiat Socièta Anonima.

Turbosprężarki*)

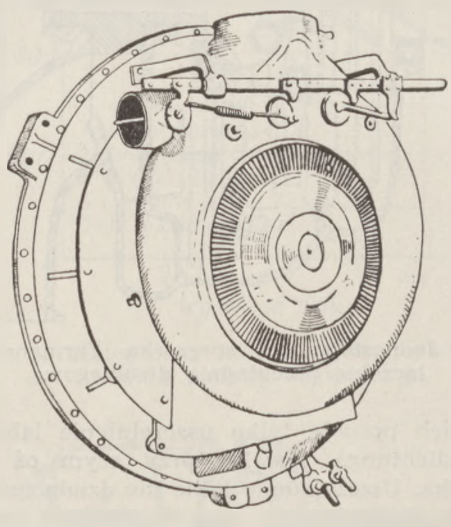
Mimo, że turbosprężarki rozwiązują w sposób doskonały problem doładowania silników, to jednak po przeszło 20-letniej pracy nad nimi nie zdołano dotychczas opanować tej dziedziny w sposób zadawalający. Zasadnicza trudność tkwi przede wszystkim w wysokiej temperaturze spalin, z czym związane są



Rys. 34. Wirnik turbiny Rateau na gazy wydechowe. Starsza konstrukcja z łopatkami osadzonymi.

trudności doboru materiału dla poszczególnych części turbiny. Pionierem w dziedzinie budowy turbosprężarek jest Rateau, który skonstruował kilka typów, jednak o szerszym zastosowaniu turbosprężarek nie może być na razie mowy.

Na rys. 32 i 33 pokazana jest turbosprężarka Rateau-Potez, której obroty wynoszą 20 000 — 30 000 obr/min.; średnica turbiny 170 mm. Wirnik turbiny



Rys. 35. Strona wylotowa wirnika i skrzynka turbiny Moss'a o całkowitym zasilaniu.

wyfrezowany jest z jednego kawałka stali, podczas gdy w poprzednich rozwiązaniach łopatki były wykonywane oddzielnie i osadzone w tarczy (rys. 34).

Źródła francuskie podają współczynniki sprawności dla turbiny 0,5; dla sprężarki 0,6.

W Stanach Zjednoczonych A. P. prowadzone są od dłuższego czasu badania nad turbosprężarką Moss'a, rys. 35. Wirnik turbiny jest otwarty i chłodzony strumieniem powietrza w czasie lotu. Mimo to i w turbinie Moss'a wysokie temperatury nie zostały dotychczas opanowane.

Życie obecnie budowanych turbosprężarek wynosi około 35 godz. Bardzo często spotkać się można z poglądem, że silniki samolotów stratosferycznych będą wyposażone w sprężarki napędzane przez silnik oraz w turbosprężarkę, przy czym pierwsza będzie służyła dla lotów na niewielkiej wysokości, druga zaś dla lotów stratosferycznych.

*) Patrz „Sposoby opanowania temperatur w turbosprężarce", inż. Jan Oderfeld, Techn. Nów. Lotn., sierpień 1937 r.

Doroczny Zjazd „Institute of The Aeronautical Sciences"

Na podstawie sprawozdania Aleksandra Klemina w Aircraft Engineering, Marzec 1938, str. 63 — 69, opracowali kpt. inż. M. Kaczanowski i inż. W. Dostatni.

Od czasu powstania przed kilku laty, I. Ae. S. rozwinął się znakomicie tak pod względem swoich rozmiarów jak i znaczenia. Poziom techniczny prac ukazujących się w jego czasopiśmie (Journal of the Aeronautical Sciences) również podniósł się znacznie i obecnie czasopismo te jest postawione na bardzo wysokim poziomie. Dzięki doskonałej organizacji szósty doroczny zjazd I. Ae. S. (styczeń b.r.) osiągnął wielki sukces Po raz pierwszy obrady zjazdu były prowadzone w kilku jednoczesnych sekcjach. Metoda ta okazała się zupełnie dobra w specjalnej atmosferze zagadnień współczesnej aeronautyki. Warunki geograficzne USA nie pozwalają członkom z różnych dzielnic na udział w częstych zjazdach jak np. zjazdy Royal Aeronautical Society. To też doroczne zjazdy amerykańskich towarzystw są tak wielkie, że uniemożliwiają całkowite przyswojenie poruszanych tematów. Wydaje się więc logiczny podział zjazdu, odbywającego się pod jednolitym kierownictwem, na jak największą ilość sekcji.

Zjazd dzielił się na następujące sekcje:

1. samolotów,
2. aerodynamiki,
3. konstrukcji,
4. wirowców i statków lżejszych od powietrza,
5. silników i śmigieł,
6. transportu lotniczego i lotów na dużych wysokościach,
7. przyrządów,
8. meteorologii.

1. Samoloty.

Na sesjach tej sekcji odbywały się dyskusje bez formalnie zgłoszonych tematów. Były one ciekawe nie tyle z powodu ścisłości przytaczanych informacji jak raczej jako zestawienie poglądów wybitnych specjalistów w poszczególnych dziedzinach.

Artur Nutt poruszył zagadnienie silników. Często wysuwa się twierdzenie, że osiągnięto obecnie górną granicę mocy silników chłodzonych powietrzem, ponieważ objętość komory spalania zmienia się z sześcianem wymiaru liniowego a powierzchnia chłodzenia tylko z kwadratem tego wymiaru. Zdaniem tego doświadczonego konstruktora silników nie należy obawiać się osiągnięcia tej granicy mocy, chociażby z powodu możliwości radykalnej zmiany pracy silników już w bliskiej przyszłości (np. przez zastąpienie zasilania przy pomocy gaźników wtryskiem paliwa). Poza tym poruszył prelegent sprawę tzw. silników całkowicie wbudowanych („submerged engines"), stwierdzając, że możność całkowitego ukrycia silników wewnątrz skrzydła zaczyna coraz bardziej kusić konstruktorów dużych samolotów. Takie zabudowanie silników nastręcza jednak szereg trudności, jak ciężkie wały śmigieł, mniejsza dostępność i cięższa instalacja silnikowa. Najnowszy prąd w projektowaniu dużych samolotów tak lądowych jak i wodnych idzie w kierunku użycia większej ilości silników (czterech i więcej). Zdaniem prelegenta niezawodność współczesnych silników lotniczych jest tak duża, że nie ma poważnych powodów do używania więcej niż dwóch silników (wyjąwszy trudności wykonania śmigieł dla silników b. dużej mocy).

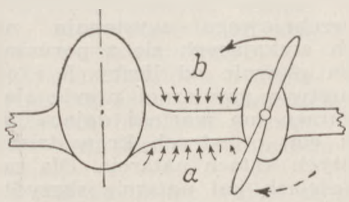
Prof. John E. Younger nadmienił, że używa się coraz więcej konstrukcji stalowych półskorupowych (semi-monocoque) oraz mas plastycznych. Zgadzając się z poglądami ostatnio wyrażonymi w Anglii prelegent uważa, że drewno wciąż nie przestaje być ważnym materiałem konstrukcyjnym. Technice produkcji samolotów poświęca się w USA dużą uwagę. Istnieje obecnie tendencja do większego rozbicia produkcji na tzw. podzespoły. Również użycie pras hydraulicznych znajduje duże zastosowanie. W celu zmniejszenia oporu samolotu stosuje się nitowanie nitami o łbach zagłębionych oraz spawanie punktowe. Wyraźnie powiększyło się użycie odlewów stalowych dzięki kontroli przy pomocy prześwietlania, obróbka zaś cieplna odlewów stalowych obniżyła znacznie ich wartość właściwą (wytrzymałość: c. właść.). Również odkucia ze stopów glinu coraz częściej są używane do części łączących (fittings). Duże samoloty wracają do konstrukcji kratowej w miejsce konstrukcji skorupowej (reinforced monocoque construction), która była tak popularna w ostatnich latach. Konstrukcje podłużnicowe znów są wprowadzane przez niektórych konstruktorów.

Podkreślono fakt, że podobnie jak we Francji zaczęto także w USA stosować na samolotach dwusilnikowych silniki przeciwbieżne. Próby wykazały przy takim układzie silników powiększenie szybkości i pułapu, prawdopodobnie na skutek wyeliminowania niesymetryczności strumienia zaśmigłowego. Spostrzeżono również, że z punktu widzenia sprawności obrót śmigieł ku osi symetrii samolotu (rys. 1 wypadek b) jest korzystniejszy. Niestety nie przytoczono wyjaśnienia tego zjawiska.

Prof. Edward A. Stalker porusza powyższe zagadnienie w zeszycie kwietniowym czasopisma Aircraft Engineering w notatce „Śmigła przeciwbieżne". Znane jest zjawisko złej stateczności dolnopłatów wielosilnikowych na dużych kątach natarcia. Przyczyna tego zjawiska leży do pewnego stopnia w kształcie i położeniu względem siebie kadłuba i gondoli silnikowych. Współczesne samoloty wielosilnikowe posiadają kadłuby i gondole znacznie wysunięte przed krawędź natarcia płata i położone stosunkowo blisko siebie.

W wypadku zabudowania silników przeciwbieżnych obracających się w kierunku od osi symetrii samolotu (rys. 1 wypadek a), smoczek utworzony przed gondolę i kadłub powiększa szybkość pionową powietrza tuż przed skrzydłem pomiędzy kadłubem i gondolą. W rezultacie rzeczywisty kąt natarcia płata powiększa się. Doświadczenia wykazują np. że oderwanie strug w części środkowej płata następuje wcześniej o 8 — 9° niż na częściach zewnętrznych. Efekt oderwania objawia się zawsze w zmianie pochylenia krzywej momentu względem osi poprzecznej samolotu.

Śmigła obracające się ku osi symetrii samolotu dają składową szybkości powietrza skierowaną ku dołowi (rys. 1 wypadek b) co powoduje zmniejszenie kąta natarcia. W locie z pracującymi silnikami stateczność podłużna będzie większa i będzie się rozciągała do większych kątów natarcia. Szybkość maksymalna będzie również większa, ponieważ zmniejszenie kąta natarcia w środkowej części płata zmniejszy siłę nośną tej części, a co za tym idzie i jej opór indukowany, ściśle związany z siłą nośną.



Rys. 1.

Zagadnienie podwozi trójkołowych, które szturmem zdobywają sobie prawo obywatelstwa w USA, wywołało b. ożywioną dyskusję. Przedstawiciel Department of Commerce przedłożył projekt przepisów obliczeń wytrzymałości tego rodzaju podwozi. Podkreślono duże zalety podwozi trójkołowych pod względem lądowania i stateczności przy kołowaniu, podnosząc równocześnie kwestię wzrostu ciężaru podwozia o ok. 50% (wraz z wzmocnieniami jakich nie wymagają podwozia typu dotychczas stosowanego). Zwrócono uwagę na możliwość odwrócenie układu podwozia trójkołowego przez umieszczenie dwu kół sterowanych przed środkiem ciężkości samolotu i małego kółka za nim (jak np. na Roadable Autogiro i Waterman Aeromobile).

Poświęcono również uwagę sprawie budowy wielkich wodnosamolotów przeznaczonych do utrzymywania bezpośredniej (non-stop) komunikacji transatlantyckiej. Pan American Airways zwróciły się do ośmiu wytwórni o złożenie ofert na budowę takich wodnosamolotów.

Prof. J. C. Hunsaker, specjalista w dziedzinie sterowców, przypuszcza, że chociaż dotąd bezpośrednie loty transatlantyckie były wyłączną domeną sterowców, obecnie samoloty również będą mogły wykonywać tego rodzaju loty. Porównując pod tym względem samoloty wodne i lądowe, prelegent stwierdza, że te ostatnie stoją wobec trudnego zadania startu z dużym obciążeniem. Podczas dyskusji nad zagadnieniem startów przy użyciu urządzeń pomocniczych wysunięto nową koncepcję: „Na lotnisku bez specjalnych urządzeń z wyjątkiem promieniowych bieżni i wyciągnika o dużej mocy znajdującego się w środku lotniska (pod powierzchnią) samolot wyposażony w podwozie trójkołowe byłby holowany liną wyciągnika podobnie jak szybowiec. Pilot uruchamiał by silniki w sposób normalny, a start był by skrócony dzięki istnieniu przyspieszenia nadawanego przez wyciągnik. Lina holownicza byłaby automatycznie odrzucana w chwili mijania wyciągnika".

Dr. Clark B. Millikan porusza kwestię oderwania strug na końcach skrzydeł ostro zwężających się (w obrysie). Dla uniknięcia oderwania może być zastosowane geometryczne zwichrzenie skrzydła z mniejszym kątem natarcia na końcach. Również możliwe jest używanie profilów o większej krzywiźnie na końcach skrzydła niż w przekroju środkowym. Oczywiście kombinacja zwichrzenia skrzydła i zwiększenia krzywizny profilów zapobiegnie jeszcze skuteczniej powstaniu oderwania strug na końcach skrzydła.

2. Aerodynamika.

Praca *prof. M. J. Thompsona* „Kilka uwag o tarciu powierzchniowym profilów lotniczych" porusza ciekawe zagadnienie aerodynamiczne, to też wydaje się celowe zwięzłe jej streszczenie. W ubiegłym dziesięcioleciu strona aerodynamiczna projektowania samolotów poczyniła ogromne postępy. W szczególności w grupie wielkich samolotów należy podkreślić przejście od konstrukcji zastrzałowych do konstrukcji wolnonośnych, pozwalających uzyskać tzw. „czyste" kształty aerodynamiczne. Jako rezultat tego postępu część oporu samolotu zależna ściśle od kwadratu szybkości stopniowo malała w stosunku do jednocześnie wzrastającej części oporu całkowitego stanowiącej opór tarcia powierzchniowego. Ta ostatnia jak obecnie wiadomo zależy od liczby Reynoldsa, chropowatości powierzchni i rodzaju przepływu. Niestety brak jest jakichkolwiek danych ilościowych w tej dziedzinie. Rozpatrywane zagadnienie łączy się ściśle z metodami określania oporu samolotu w warunkach rzeczywistych na podstawie pomiarów tunelowych, dokonywanych przy stosunkowo niskich liczbach Reynoldsa.

Opór tarcia powierzchniowego występuje na wszystkich powierzchniach stykających się z poruszającą się cieczą. Zależy on głównie od liczby *R* i od rodzaju przepływu w warstwie granicznej przylegającej do ciała. Opór zawichrzeń ma wartość dająca się ocenić tylko w wypadku ciał o ostrych krawędziach i profili lotniczych na dużych kątach natarcia. Dla samolotów o dużych szybkościach kąt natarcia skrzydła podczas lotów podróżnych jest tak mały, że praktycznie nie ma oporu zawichrzeń. Opór tarcia powierzchniowego profilu lotniczego może więc być pomyślany jako równoważny oporowi płaskiej płytki o takiej samej powierzchni jak powierzchnia zewnętrzna profilu lotniczego. Gdybyśmy nawet uwzględnili zmiany szybkości powietrza nad powierzchnią profilu, to jednak metoda zastępczej płytki płaskiej nie dawała by całkowitego oporu. Różnica oporu profilu i płaskiej płytki zależy głównie od faktu istnienia gradientu ciśnienia nad powierzchnią profilu. Wniosek jaki można wyciągnąć z powyższych rozważań jest ten, że dla większych liczb *R* zależność pomiedzy współczynnikiem oporu i liczbą *R* dla profilu lotniczego ma taki sam charakter jak dla płaskiej płytki. Konieczne jest przeprowadzenie doświadczeń w tym kierunku dla ustalenia dokładniejszej metody przenoszenia wyników doświadczeń tunelowych na samoloty.

Z dyskusji nad wpływem ziemi na lądujący samolot wynikło, że wpływ ten jest znaczny szczególnie gdy klapy skrzydłowe są blisko ziemi. Praca *p. W. R. Sears* „Oddziaływanie ziemi ze szczególnym uwzględnieniem momentu pochylającego" była więc bardzo na czasie. Jednym z czynników, który gra poważną rolę przy projektowaniu usterzenia poziomego jest wpływ ziemi (podczas lądowania) na moment dokoła osi poprzecznej samolotu. Często zdarza się, że samolot dający się wyważyć w każdym położeniu w powietrzu, nie może wylądować „na trzy punkty" ze względu na niewystarczający ster wysokości, w pobliżu ziemi. Problem ten był badany na modelach typowych samolotów w obecności prostej deski zastępującej ziemię (w położeniu lądowania na trzy punkty) i bez niej. Porównanie tych dwu serji pomiarów doprowadziło do następujących wniosków. Przy neutralnym położeniu steru wysokości wpływ oddziaływania ziemi wyraża się wzrostem pochylenia krzywej dC_m / dC_y. Na skuteczność steru obecność ziemi nie ma znacznego wpływu. Krzywa momentu dokoła osi poprzecznej przy podniesionym ogonie jest praktycznie biorąc niezależna od obecności ziemi. Oznacza to, że wzrost pochylenia krzywej momentu jest spowodowany prawie całkowicie przez oddziaływanie ziemi na usterzenie. Wnioskiem praktycznym dla konstruktorów jest konieczność zwiększenia (nieznacznego) steru wysokości w stosunku do wymagań stawianych przez pomiary tunelowe bez obecności ziemi.

Badania tunelowe lotek na modelach stałych dają wyniki obciążone pewnymi błędami. *Prof. O. C. Koppen* w pracy „Metoda określania charakterystyk lotek w tunelu aerodynamicznym" poleca sposób pomiaru bardziej zbliżony do rzeczywistych warunków lotu. Model jest tak zamocowany, że może obracać się dokoła osi podłużnej tunelu i dokoła osi pionowej. Te osie obrotu przecinają się w środku ciężkości modelu. Ruch modelu jest powodowany przez lotki, które są uruchamiane elektrycznie. Maksymalne wychylenie lotek jest ograniczone zderzakami. Ruchy modelu są rejestrowane przy pomocy promienia światła rzucanego z modelu na siatkę umocowaną na ścianie tunelu. Próba ma przebieg następujący. Model jest ustawiony pod pewnym kątem i tak obciążony, że położenie jego środka ciężkości i momenty bezwładności względem osi podłużnej i pionowej odpowiadają rzeczywistym warunkom na samolocie. Wychylenie lotek jest tak dobrane, że amplituda ruchu przechylającego osiąga zgóry założoną wartość. Wypadkowy ruch modelu jest wskaźnikiem rzeczywistego działania lotek, ponieważ wchodzi w grę nie tylko moment przechylający lotek ale także ich moment odchylający i wpływ tłumiący skrzydła i całego samolotu. Należy zaznaczyć, że opracowanie urządzeń do przeprowadzenia podobnych prób nie zostało jeszcze całkowicie zakończone.

Dr M. Watter w swej pracy „Interferencja z punktu widzenia konstruktora" przeprowadził studium zagadnienia interesującego każdego konstruktora ze względu na zaburzenia w stateczności podłużnej samolotów (w szczególności dolnopłatów dwusilnikowych). Interferencją (oddziaływaniem) nazywa autor działanie strumienia spływającego z jednego ciała na drugie. Natomiast działanie dwu ciał na strumień przepływający pomiędzy nimi nazywa autor współdziałaniem (interaction). Uważa on za konieczne rozgraniczenie tych dwu pojęć i wprowadzenie ich ścisłego określenia do słownictwa aerodynamicznego. Typowe oddziaływanie występuje pomiędzy skrzydłem i usterzeniem; typowe współdziałanie — pomiędzy skrzydłem i kadłubem.

Rozpatrując interferencję (oddziaływanie) autor usiłuje znaleźć sposób określenia wielkości strumienia spływającego ze skrzydła. Na podstawie różnorodnych danych doświadczalnych nad strumieniem spływającym ze skrzydła wyciągnął on następujący wniosek. Linią środkową strumienia jest dwusieczna kąta zawartego pomiędzy kierunkiem szybkości powietrza i linią zerowej nośności profilu ($C_y = 0$); szerokością strumienia jest podwojona odległość (mierzona prostopadle do linii środkowej strumienia w płaszczyźnie, której odległość od krawędzi spływu równa się długości cięciwy profilu) pomiędzy kierunkiem szybkości powietrza i linią środkową strumienia. Chociaż określenia te nie mogą być uważane za ścisłe, dają jednak konstruktorowi przybliżone pojęcie o wymiarach strumienia za skrzydłem.

Dla gondoli silnikowych strumień ten może być brany jako walec o średnicy równej maksymalnej średnicy gondoli. Po określeniu strumienia obliczamy ciśnienie dynamiczne w jego granicach przy pomocy prostych równań ilości ruchu.

Znając sam strumień i ciśnienie aerodynamiczne wewnątrz niego, możemy określić wpływ strumienia na usterzenie ogonowe. Rezultat powinien być zgodny z wynikami pomiarów w tunelu aerodynamicznym.

Autor uważa, że owiewki gondoli silnikowych powinny posiadać szerokie zakończenie zamiast używanego obecnie kształtu zwężającego się ku jednemu punktowi. Teoretycznie kształt owiewki powinien być całkowicie dostosowany do profilu płata dla uzyskania odpowiedniego współdziałania (interaction). Innymi słowy, owiewki gondoli i płat powinny tworzyć w rzeczywistości jeden profil.

3. Konstrukcja.

Pomimo ogromnego rozpowszechnienia stopów glinu w konstrukcjach lotniczych, rury stalowe wciąż jeszcze odgrywają b. dużą rolę w tej dziedzinie i, chociaż kadłuby z rur stalowych ustępują kadłubom skorupowym ze stopów glinu, to jednak łoża silnikowe, gondole, podwozia, zastrzały itd. są wciąż budowane z rur stalowych. Stal węglista zwykła została obecnie powszechnie wyeliminowana przez stal chromomolibdenową.

Dążąc do dalszego zmniejszenia ciężaru konstrukcji i szukając materiału jeszcze bardziej odpowiedniego do spawania niż stal chromomolibdenowa, *W. M. Murray* zbadał szereg innych stopów stali i własności wytrzymałościowe różnych typów połączeń spawanych.

Nowym zbadanym materiałem była stal chromoniklo-molibdenowa (oznaczona SAE 4340) w postaci rury ciągnionej. Rury z tej stali są wykonywane na skalę przemysłową przez Kellet Autogiro Corporation. Skład chemiczny stali jest następujący:

C 0,36	P 0,012	Cr 0.74	Mo 0,39
Mn 0,65	S 0,012	Ni 1,97	

Rura była wyżarzona przy 704° C (1300° F) przez 1 godz. 30 min., poczem nagrzana do 829° C (1525° F) również przez 1 godz. 30 min. i zahartowana w oleju. Odpuszczenie przeprowadzono przy 329 — 338° C (625—640° F) przez 45 min.

Dla rury o zewnętrznej średnicy 1¾ cala i grubości ścianki 0,048 cala (44,45×42.00. gr. ścianki 1.22 mm) otrzymano średnią wytrzymałość na rozciąganie 154,5 kg/mm², granicę proporcjonalności przy 92,8 kg/mm² oraz moduł sprężności 2,02.10⁶ kg/cm² i wydłużenie 7%. Podobne wartości otrzymano również dla rury o zewnętrznej średnicy 1¾ cala i grubości ścianki 0,067 cala (44,45×41,05, gr. ścianki 1,7 mm). Próby ściskania krótkich próbek z prostą spoiną w środku dały średnią wartość 157,0 kg/mm² z powstaniem wyboczenia na spoinie. Rury z nowego stopu jak widzimy posiadają własności naprawdę interesujące dla konstruktora lotniczego.

Inna część pracy W. M. Murray'a traktowała o zagadnieniu spoin w środku rury. Okazuje się, że spawanie dwu rur prostą spoiną lub spoiną „V" ma b. mały wpływ na wytrzymałość rury. Wykonywane były również próby z rurami spawanymi pod kątem prostym przy obciążeniu przyłożonym tak, by wywoływało moment gnący w spoinie. Maksymalne naprężenie we włóknach otrzymano 177.0 kg/mm². Okazuje się więc, że w węzłach spawanych można liczyć na wytrzymałość równą wytrzymałości samego materiału.

Herbert V. Thaden twierdzi, że obecnie robione są energiczne starania aby w konstrukcjach lotniczych zapewnić stali nierdzewnej miejsce, na jakie ona zasługuje ze względu na swoje własności. Opiera on swoje zdanie o konieczności większego rozpowszechnienia stali nierdzewnej na następujących przesłankach:

1. dobry stosunek wytrzymałość/ciężar (wartość właściwa);
2. doskonała odporność na korozję;
3. nowoczesne badania aerodynamiczne wykazują konieczność usunięcia z zewnętrznych powierzchni samolotu łbów nitów, szwów w nakładkę itp.— stal nierdzewna spawana punktowo odpowiada tym warunkom;
4. koszty produkcji mogą być obniżone dzięki łatwości szybkiego spawania punktowego stali nierdzewnej;
5. niższy koszt jednostkowy (kg) stali nierdzewnej od stopów glinu;
6. do dobrego spawania elektrycznego (oporowego) są wymagane duży opór i mała przewodność cieplna spawanego materiału — stal nierdzewna posiada obie te własności tak, że do jej spawania punktowego potrzeba dziesięć razy mniej energii elektrycznej, niż dla spawania punktowego stopów glinu; poza tym stal nierdzewna ogrzana powyżej temperatury wyżarzania i szybko ochłodzona posiada dużą rozciągliwość i wytrzymałość 63,3 kg/mm² — podczas spawania punktowego zachodzi analogiczny proces i dla tego spawanie stali nierdzewnej jest tak korzystne;
7. wytrzymałość szwu na rozciąganie, ścinanie itd. jest całkowicie zadowalająca;
8. mniejsza odkształcalność dużych zespołów w porównaniu do równowartych ciężarowo konstrukcji ze stopów glinu.

Gordon M. Kline omówił najważniejsze cechy charakterystyczne materiałów plastycznych, będących obecnie przedmiotem żywego zainteresowania. Najwięcej doświadczenia w zastosowaniu do konstrukcji lotniczej uzyskano z żywicą typu fenoloformaldehydowego. Jest to materiał ze wszystkich żywic syntetycznych najtańszy i po odlaniu staje się masą nietopliwą i nierozpuszczalną. Zasadniczą cechą materiałów plastycznych jest niski ciężar właściwy, który np. dla wzmocnionych (wypełnionych) żywic fenolowych wynosi 1,37. Niski ciężar właściwy pozwala dać grubsze ścianki, które przy danym stosunku współczynnika sprężystości do ciężaru właściwego są bardziej stateczne, niż ścianki z materiału mocniejszego lecz cienkie. W pewnych wypadkach może się nawet okazać korzystniejsze zastosowanie materiału lżejszego i danie grubszych ścianek, chociaż stosunek współczynnika sprężystości do gęstości tego materiału jest mniejszy.

Porównanie wartości właściwych materiałów plastycznych i normalnie stosowanych daje następujące wartości:

	Wart. właściwa na rozerwanie	Wart. właściwa na ściskanie
Stal nierdzewna	16.6 km	13.4 km
Stal chromomolibdenowa	16.0	13.4
Stop Al (24 ST)	15.5	10,0
Stop Mg	17,8	13,5
Sprus lotniczy	16,4	8,1
Żywica fenolowa wzmocniona kawałkami tkaniny bawełnianej	3,6	14,5
Żywica fenolowa z papierem jako wypełniaczem	9,8	15,4
Żywica fenolowa ze sznurem jako wypełniaczem	13,1	14,1

Z tabeli tej widać, że chociaż zwykłe uwarstwione produkty fenolowe mają niższą wartość właściwą, to żywice wzmocnione sznurem są bliskie materiałów lotniczych normalnie używanych, gdy chodzi o rozciąganie, i lepsze na ściskanie. Oczywiście, nawet wzmocnione materiały plastyczne mają znacznie niższy współczynnik sprężystości, jednak stosunek współczynnika sprężystości do ciężaru właściwego mają większy:

	Współczynnik sprężystości / ciężar właściwy
Stal nierdzewna	2710 km
Stal chromomolibdenowa	2640
Stop Al	2640
Stop Mg	2560
Sprus lotniczy	2140
Żywica fenolowa ze snurem jako wypełniaczem	3070

Otrzymanie materiałów plastycznych o tak wysokich własnościach wytrzymałościowych wymaga naturalnie starannego przygotowania i przestudiowania warunków produkcji.

Zdaniem autora wytrzymałość materiałów plastycznych na zmęczenie jest porównywalna z wytrzymałością drzewa. Granica zmęczenia przy obciążeniu zmiennym jest wysoka, zaś zachowanie się materiałów fenolowych wzmocnionych jest lepsze, niż metali. Próbka z materiału plastycznego mimo istniejącej rysy wytrzymała jeszcze kilka milionów obrotów. Bezpostaciowa budowa zdaje się zapobiegać nagłym pęknięciom. Dzięki odporności na uderzenie i zadowalającej charakterystyce pochłaniania energii materiały plastyczne są stosowane na łopatki śmigieł, koła zębate i in.

W produkcji samolotu koszt robocizny jest duży w stosunku do kosztu narzędzi. Stosowanie części odlanych z materiałów plastycznych zmniejszyłoby koszta z jednej strony ale zwiększyłoby z drugiej (koszt odlewania, pras). To też zmiana konstrukcji w kierunku szerokiego stosowania materiałów plastycznych byłaby usprawiedliwiona ekonomicznie tylko w wypadku produkcji masowej ustalonego typu. Na razie więc autor przewiduje stopniowe wprowadzanie materiałów plastycznych. Części małe jak żeberka, stery, będą lane,, zespoły większe — wykonane z płyt i części lanych, łączonych normalnymi sposobami.

Podwozia trójkołowe

Podwozia trójkołowe początkowo używane tylko na małych samolotach, znajdują coraz szersze zastosowanie nawet na samolotach tak dużych, jak czterosilnikowy Douglas DC4. *Carl J. Wenzinger i Robert T. Jones* przedstawili warunki pracy podwozia o takim układzie. W rzeczy samej warunki te nie są dokładnie określone. Przy projektowaniu podwozia trójkołowego dla samolotu o ciężarze poniżej 900 kg należy brać pod uwagę następujące czynniki:

Czynnik	Maksymalna wartość
Szybkość pionowa	6 m/sek
Szybkość boczna	4,5 m/sek
Nachylenie osi podłużnej samolotu względem ziemi	a) położenie odpowiadające szybkości opadania w normalnym locie ślizgowym b) położenie, przy którym płoza uderza o ziemię
Przechylenie samolotu	położenie, przy którym skrzydło dotyka ziemi (kąt nie większy, niż 15°)
Spółczynnik tarcia przy hamowaniu	μ = 1,10
Przeszkoda na ziemi	siła = 1,0 g × ciężar — działająca na koło przednie i skierowana do tyłu.

Zdaniem autora równoczesne działanie kilku takich czynników w maksymalnych wartościach jest mało prawdopodobne. Rzeczą konstruktora jest przyjęcie i rozważenie odpowiedniej kombinacji. Szybkość pionową przyjęto 6 m/sek, zakładając lądowanie strome bez wyrównania, co z podwoziem trójkołowym jest możliwe chociaż nie wskazane. Przy obliczeniu amortyzatorów dla przedniego koła należy wziąć pod uwagę, że szybkość zderzenia z ziemią jest taka sama, jak szybkość opadania samolotu, natomiast jego ciężar należy zredukować do punktu podparcia przedniego koła za pomocą wzorów znanych z mechaniki. Konkluzje autora są następujące:

1) Z podwoziem trójkołowym i przednim kółkiem uchwyconym obrotowo jest zupełnie możliwe lądowanie z bocznym wiatrem, powstanie zatem być może możliwość zmniejszenia obecnych wymagań co do rozmiarów lotniska do jednej drogi startowej.

2) Przy zastosowaniu koła przedniego jest możliwe lądowanie z gwałtownym hamowaniem — stąd współczynnik tarcia μ = 1,1. Próby wykazały, że współczynnik tarcia dla opon na chropowatej powierzchni betonowej jest nieco większy od 1; współczynnik μ = 0,55 wydaje się odpowiednią średnią wartością.

Wprowadzenie podwozia trójkołowego jest niewątpliwie dużym krokiem naprzód w konstrukcji, chociaż nasuwa nowe problemy wytrzymałościowe.

4. Wirowce i statki lżejsze od powietrza.

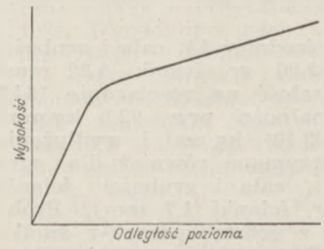
Zainteresowanie wirowcami w ub. roku odżyło dzięki następującym faktom: 1) odbył się pierwszy lot dwupływakowego wodnosamolotu z rotorem Wilford Gyroplane; 2) Gerard P. Herrick skonstruował samolot nazwany „vertaplane" w którym skrzydło mogło być w locie zamianione na wirujące; 3) zakłady Kellet Autogiro Corporation otrzymały poważne zamówienia wojskowe na autożyra.

R. H. Prewitt przedstawił teorię podskoku autożyra w pracy p.t. „Możliwości autożyra „skaczącego". Za pomocą podskoku długość startu można zmniejszyć z 45 m do 0. Zasada skoku jest bardzo prosta. Wykorzystuje się tu dużą bezwładność rotoru i energię kinetyczną, którą może on zmagazynować. Po ustawieniu łopat rotoru na kąt zerowy rozkręca się rotor do ilości obrotów dwa razy większej od normalnej. Jeżeli teraz kąt natarcia zostanie nagle zwiększony, rotor zostanie zahamowany a oddana energia wywoła podskok autożyra. Po wykonaniu podskoku, łopatki posiadają jeszcze dość energii potrzebnej do normalnego wznoszenia.

P. Prewitt podał podziwu godną teorię i wzory na moc potrzebną do rozkręcenia (moc startową), siłę nośną początkową, siłę nośną w czasie wznoszenia i zmniejszenie obrotów rotoru w czasie wznoszenia. Wchodzi tu w grę dużo czynników jak: moc startowa, ciężar, moment bezwładności rotoru i jego energia kinetyczna, zakres zmiany kąta natarcia łopat.

Ciekawe są szczegóły dotyczące techniki samego skoku. Jeżeli maszyna jest ciężka na ogon, to opór rotoru może zrównoważyć ciąg śmigła i skok odbędzie się pionowo a po wyczerpaniu energii maszyna zawiśnie bez szybkości. Najskuteczniejszy jednak jest podskok z przyspieszeniem poziomym od śmigła. Gdy energia kinetyczna rotoru się wyczerpie maszyna już będzie posiadała minimalną szybkość postępową.

Konkluzje autora są następujące: 1) podskok na wysokość 30 m może być osiągnięty przy zwiększeniu ciężaru rotoru tylko o 5%, na wysokość 60 m — o 15%; 2) wysokość podskoku zależy od ciężaru łopat, kwadratu maksymalnej ilości obrotów i zmiany kąta natarcia; 3) potrzebne jest śmigło napędowe o skoku nastawnym w locie, aby był możliwy podział mocy silnika między rotor i śmigło i przejęcie całej mocy przez śmigło gdy rotor już jej nie pobiera; 4) wykres wysokości w zależności od odległości poziomej ma charakter przedstawiony na rys. 2; 5) dzięki wpływowi ziemi rzeczywista maksymalna siła nośna jest większa od obliczonej; 6) wielkość przyspieszenia musi być wynikiem kompromisu między sprawnością a wygodą pasażerów; 7) jest pożądane automatyczne ustawianie łopat zamiast ręcznego.



Rys. 2.

G. P. Herrick przedstawił pracę pt. „Niektóre zagadnienia aerodynamiczne w projekcie „vertaplan'u'. Vertaplan jest zwykłym dwupłatowcem, w którym skrzydło górne o specjalnym profilu, jest zawieszone w taki sposób, że może obracać się dokoła osi pionowej i być napędzane przez silnik. Działa ono wtedy jak zwykły rotor, po unieruchomieniu zaś spełnia rolę zwykłego płata. Dokonano dużo prób w locie zamiany skrzydła górnego kolejno na rotor i płat nośny z wynikiem zadowalającym.

Pierwszym zagadnieniem aerodynamicznym wymagającym dalszych badań jest kwestia zmienności siły nośnej a więc momentu w czasie przyspieszania do szybkości autorotacji. Chodzi o obniżenie współczynnika niezrównoważonej siły nośnej i ograniczenie kilku pierwszych oscylacji. Poza tym dalsze badania są potrzebne nad profilami Herricka (symetrycznymi względem linii prostopadłej w środku cięciwy profilu). Na podstawie prób przeprowadzonych, autor twierdzi, że profile te mogą dorównać zwykłym profilom lotniczym. Jest ciekawe, że ich współczynniki aerodynamiczne, odniesione do powierzchni rotoru są tego samego rzędu co współczynniki rotoru Wilford Gyroplane.

Montgomery Knight przedstawił głęboko ujętą matematyczną analizę lotu śmigłowca (helikoptera). W konkluzji autor twierdzi z pewnymi zastrzeżeniami, że dobrze zaprojektowany śmigłowiec mający lekki rotor, może osiągnąć szybkość maksymalną większą niż płatowiec z silnikiem o tej samej mocy. Fakt ten łącznie ze zdolnością pionowego poruszania się powinien spowodować dalsze studia i prace nad śmigłowcem mimo jego mniejszej szybkości wznoszenia.

Na temat statków lżejszych od powietrza wygłoszono tylko dwa referaty, co należy przypisać obecnemu brakowi zainteresowania tym zagadnieniem. Komandor *Garland Fulton* w pracy pt. „Hel zamiast wodoru dla sterowców" wskazał metody powetowania strat wskutek mniejszej nośności helu i utrzymania ciężaru użytecznego. *Arnold M. Kuethe* opisał kanał wodny do badań modelowych ruchu sterowców w burzliwej atmosferze. Kanał został zastosowany w celu doświadczalnego określenia ruchu a więc i siły oraz momentów, występujących w czasie lotu sterowca wystawionego na działanie podmuchów. Model musi oczywiście posiadać swobodę wychylania się kątowego i bocznego pod działaniem podmuchów. W razie użycia do tego celu latającego modelu sterowca nie byłby on dostatecznie silny dla przeciwstawienia się sile podmuchów, jak wykaże krótkie zastanowienie się nad stroną zagadnienia wynikającą z wymiarowego podobieństwa. W związku z tym zastosowano kanał wodny i zanurzony w nim model. Sterowiec swobodnie zanurzony na głębokości 0,75 m pod powierzchnią jest ciągnięty wózkiem, posiadającym swobodę ruchów bocznych, podczas gdy sam sterowiec może się swobodnie obracać naokoło osi pionowej. Przepływ poprzeczny w innym kanale o kształcie litery C ma na celu uderzanie w sterowiec z boku, naśladując podmuchy. Długość głównego kanału wynosi 6,9 m, szerokość 2,4 m, zaś głębokość napełnienia wodą 1,5 m. Kanał, w którym wytwarza się boczny przepływ, ma również szerokość 2,4 m i głębokość 1.5 m. Model sterowca jest zawieszony w punkcie, odpowiadającym środkowi wyporu hydrostatycznego. Rejestracja ruchów odbywa się automatycznie przy pomocy rysików, ruchomych bębnów itp. Przeprowadzono próby z modelem sterowca Akron, wykonanym w skali 1/150, o długości 173 cm, i mimo tarcia wózka, przeciwstawiającego się bocznym ruchom, otrzymano doskonałe wyniki.

5. Silniki i śmigła.

Pp. *Merriam i Staples* opisali doświadczenia, w których można było zmieniać moc pobraną przez zakrywanie śmigła. W ogóle z powodu dużej ilości zmiennych użycie dynamometru powietrznego (młynka) jest niepraktyczne. *O. W. Schey* (Pomiary mocy silnika na wysokości) opisał rozwój piasty pomiarowej śmigła z mechanizmem hydraulicznym do rejestracji momentu i mocy silnika. Urządzenie to jest szczególnie użyteczne do określenia mocy na wysokości, gdyż odtwarzanie warunków wysokościowych na ziemi nie jest wcale łatwe.

Por. *H. M.Mc Coy* opisał próby nowych śmigieł dających się ustawiać „w chorągiewkę". Okazało się to szczególnie pożyteczne na samolotach dwusilnikowych przy jednym silniku niepracującym. Szybkość wznoszenia samolotu dwusilnikowego z jednym silnikiem pracującym wzrasta z 12 m/min, gdy drugi silnik był napędzany przez śmigło, do 30 m/min., gdy drugi silnik był zatrzymany a śmigło ustawione „w chorągiewkę".

6. Transport lotniczy i loty na dużej wysokości.

Dr Harry G. Armstrong (Kierownik Laboratorium Fizjologicznego Wright Field) omówił „Wpływ medycyny lotniczej na konstrukcję i użytkowanie samolotów". Wiele wypadków przypisywanych błędom pilotażu może być raczej przypisane: 1)błędom lekarzy, 2) błędom kierownictwa, 3) wadom materiałów pomocniczych, 4) błędom konstruktora. Dobór personelu latającego zarówno wojskowego jak i cywilnego osiągnął wysoki stopień doskonałości i daje pewność, że tylko ludzie o najwyższych kwalifikacjach są przyjmowani. Jeszcze dotąd jednak 50% pilotów nabywa choroby lub zaburzenia nerwowego w ciągu mniej niż 10-ciu lat latania. Tę sytuację można naprawić przez zmniejszenie hałasu, drgań i zabezpieczenie ludzi od najmniejszych śladów spalin. Ze względu na dużą ilość obowiązków praca pilota jest bardzo wyczerpująca. Ale największym źródłem zaburzeń jest brak tlenu spowodowany częstymi lotami na dużej wysokości, co powoduje skutki narastające.

Dr J. W. Heim (Lab. Fizjologiczne Wright Field) omówił „Warunki fizjologiczne lotu na dużej wysokości". Zmniejszone ciśnienie przeszkadza przenikaniu tlenu z płuc do naczyń krwionośnych, powoduje przykre rozdęcie żołądka; serce i płuca mogą być tak „przepełnione", że może spowodować ogólne osłabienie, omdlenie a nawet śmierć. Płyny łatwiej parują i tak np. zaobserwowano, że ciało ludzkie poddane ciśnieniu odpowiadającemu 12000 m straciło 7 kg w ciągu pół godziny.

D. W. Tomlinson (Transcontinental and Western Air, O podstratosferycznych lotach doświadczalnych) streścił dużą serię doświadczeń przeprowadzonych przez jedno z towarzystw transkontynentalnych. Instalacja paliwowa wymaga na dużej wysokości większej średnicy przewodów oraz specjalnego układu, częściowo z powodu dodatkowej straty paliwa przez wyparowanie. 5 godzin spędzonych na wysokości 9000 m przy oddychaniu czystym tlenem nie miało szkodliwego wpływu na pilota, natomiast już kilka minut braku tlenu prowadzi do niebezpiecznych zaburzeń Ze względów praktycznych p. Tomlinson woli sprężarkę napędzaną turbiną od napędzanej zapomocą przekładni mechanicznej. Przy pracy na dużej wysokości świece nie wytrzymują, natomiast nie napotkano na żadne trudności z iskrownikami. Działanie radia było zadawalające chociaż stwierdzono pewne zaburzenia z elektrycznością statyczną. Chmury spotykano na wysokości 7500 — 9000 m, lecz nie były one gęste. Burze na wysokości 7500 m są oczywiście rzadkością.

Dr J. J. Green omówił „Niektóre specjalne problemy startu i lądowania" i podał wzory na łączny wpływ wiatru i zmiany jego z wysokością. Poza tym autor podaje rozwiązanie zagadnienia startu wodnosamolotu przy łącznym wpływie wiatru i prądu, zakładając dla uproszczenia, że średnie przyspieszenie samolotu w czasie startu nie zależy ani od wiatru ani od prądu. Wpływ samego wiatru na długość rozbiegu jest większy niż na czas. Wpływ prądu jest analogiczny lecz ma przeciwny znak. Przy starcie pod prąd długość rozbiegu (w odniesieniu do brzegu) jest dokładnie taka sama, jak na spokojnej wodzie; przy starcie z prądem jest nieco mniejsza.

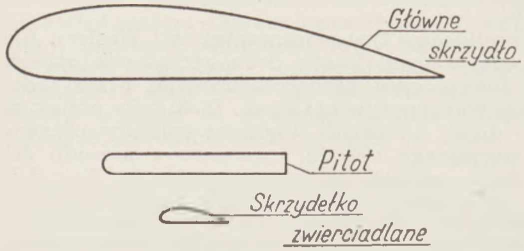
7. Przyrządy.

G. S. Draper, Walter McKay i W. H. Cook podali dokładną matematyczną analizę błędu północnego busoli megnetycznej, wysuwając wniosek, że błąd ten mógłby być wyeliminowany przez nadanie róży busoli stosunkowo bardzo wielkiej bezwładności naokoło osi podłużnej. *Prof. James M. Coburn, Jun.*, omówił specjalne mapy przeznaczone do użycia w połączeniu z radiokompasami, poruszając w ten sposób temat, dotychczas, jak się zdaje, w literaturze lotniczej pomijany.

Dążąc do ułatwienia lotów na liniach komunikacyjnych, specjaliści od przyrządów wprowadzili szereg urządzeń, utrudniających przez swoją ilość pracę pilotów. Przyrządy te nie zawsze zachowują się należycie w trudnych warunkach klimatycznych, jakie często spotyka lotnictwo amerykańskie. Trudności te były również przedmiotem obrad. Tak więc bardzo ważna praca miała za temat obmarzanie rurek statycznych pitota *(Victor E. Carbonara i Alan G. Binnie)*, zjawisko, które często zniekształca na liniach amerykańskich odczyty, dokonywane przy pomocy tych przyrządów. Podczas początkowych doświadczeń, przeprowadzonych w specjalnie do tego rodzaju badań przeznaczonym tunelu firmy Goodrich, rurka pitota była podgrzewana wbudowanym w nią grzejnikiem o mocy 50 wat. Moc ta nie wystarczała dla usunięcia lodu, tworzącego się na rurce przby obfitym wtryskiwaniu wody do tunelu przy temperaturze —18° C, a nawet z trudnością zapobiegała tworzeniu się lodu wówczas, gdy prąd był włączony przed rozpoczęciem próby. Na-

wet przy stosowaniu mocy 115 wat, przewidywanej obecnie, należy przypuszczać, że konieczne okaże się uzupełnienie grzejnika urządzeniem przeciw zamarzaniu f. Goodrich. Przy zastosowaniu grzejnika 115 wat, umieszczonego w przodzie rurki pitota, podpórka, podtrzymująca rurkę, pokryła się szybko lodem; dla opanowania trudności, związanych z obmarzaniem rurek pitota, konieczne jest zwiększenie powierzchni ogrzewanej rurki i przewidzenie odprowadzenia dla wody, która kondensuje się wewnątrz rurki. Ogólnie biorąc, konieczne jest dostarczenie takiej ilości ciepła, aby między lodem a rurką powstała warstwa wody, umożliwiająca łatwe zdmuchnięcie lodu z rurki.

Dr Alexander Klemin opisał zwierciadlaną rurkę pitota. Jak wynika z rys. 3, działanie tego przyrządu



Rys. 3.

polega na prostej zasadzie. Rurka pitota, umieszczona pod głównym skrzydłem samolotu, daje wskazania sfałszowane wskutek cyrkulacji naokoło skrzydła. Przez umieszczenie pod pitotem małego skrzydła powstaje nad nim przyspieszenie przepływu, korygujące błąd. Błąd ten jest szczególnie jaskrawy wówczas, gdy są opuszczone klapy, co również może być całkowicie skorygowane przez opuszczenie małych klap na pomocniczym skrzydle. Przyrząd ten może znaleźć zastosowanie przy dokładnych pomiarach wyczynów samolotu, gdy opuszczenie klap radykalnie zmienia charakter przepływu.

8. Meteorologia. [1])

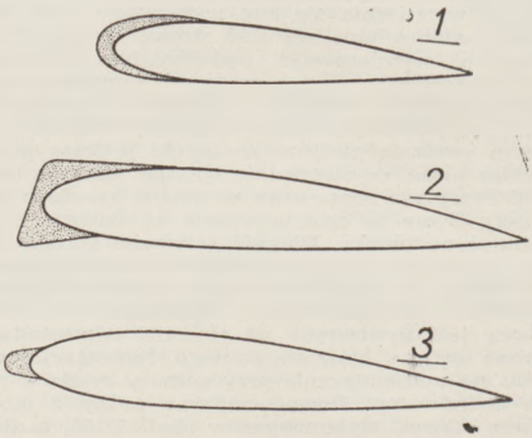
A. R. Stickley przedstawił pracę pt. „Kilka uwag o oblodzeniu samolotów", w której omówił głównie zagadnienie szybkości tworzenia się powłoki lodowej w zależności od wymiarów kropelek wody. Oblodzeniem cylindrów zajmował się teoretycznie Bleecker. Za Bleeckerem autor zakłada, że wobec przyspieszeń odśrodkowych, jakim podlega kropelka przyspieszenie ziemskie można pominąć, a ponieważ przyspieszenia odśrodkowe kropelek przy przepływie dokoła profilu lotniczego są tego samego rzędu co przy przepływie dokoła walca wnioski nie mogą być bezwartościowe w zastosowaniu do profilów lotniczych. Wzór podany przez autora jest następujący:

$$U = \frac{S}{t} = \frac{2}{g} \frac{r^2 v^2}{R\eta}$$

gdzie

U — szybkość normalna do linii prądu
S — grubość warstwy, wolnej od kropelek wody z powodu obecności profilu
t — czas A — B
r — promień kropelki
v — szybkość kropelki względem cylindra
R — promień krzywizny linii prądu w miejscu przecięcia z torem kropelki.
η — lepkość powietrza.

Celem takiego przedstawienia równania jest pokazanie zależności S od r. Gdy r zmniejsza się S staje się



Rys. 4.

znikomo małe. Dwie kropelki łatwiej zderzają się z powierzchnią zaś małe dalej płyną wzdłuż linii prądu. Rys. 4 przedstawia trzy różne kształty oblodzenia profilu.

Konstrukcyjne i mechaniczne zagadnienia budowy kabiny doładowanej*)

Prof. John E. Younger

Ze streszczenia Al. Klemina w Aircraft Engineering, Marzec 1938, str. 68—69, przetłumaczył inż. W. Dostatni.

Lockheed XC 35 ostatnio dostarczony dla Army Air Corps jest pierwszym samolotem z kabiną doładowaną, jaki został zbudowany i odbył pomyślnie próbne loty. Urządzenie zasilające kabinę działało doskonale na wysokości 7000 m. Na odcinku 350 km osiągnięto szybkość 560 km/godz. Konstrukcja tego samolotu została opracowana w zakładach Lockheed, natomiast podstawowe badania wielu problemów zostały przeprowadzone w doświadczalnej stacji Army Air Corps w Wright Field.

Dotycząca tych badań praca *prof. Youngera* powinna być przewodnikiem każdego konstruktora pracującego nad tym samym problemem. Przeprowadzono setki doświadczeń i prób, które dały szereg praktycznych wskazówek.

[1]) Opracowane przy uwzględnieniu sprostowania A. R. Stickley'a, umieszczonego w Aircraft Engineering, June 1938, str. 186.

*) W oryginale streszczenie to zostało podane w ramach ogólnego streszczenia ze Zjazdu I. Ae. S. (patrz poprzedni artykuł w tym samym numerze), tu jednak zostało wydzielone dla lepszego zwrócenia uwagi na poruszone w nim ciekawe zagadnienia (przyp. red.).

A. Zagadnienia konstrukcyjne.

1) Kształt, typ i wymiary konstrukcji. Czynniki do uwzględnienia w projekcie.

Kabina (która jest zamkniętym naczyniem) powinna być cylindryczna z półkulistymi zakończeniami. W takim naczyniu wszystkie naprężenia są rozciągające, z wyjątkiem zginania w miejscu połączenia części kulistej z cylindryczną, gdzie zachodzi nieciągłość naprężeń. Jeżeli zastosuje się sztywne wręgi pierścieniowe, nieciągłość naprężeń wystąpi także na połączeniu pokrycia z wręgami. Na szczęście naprężenia wywołane ciśnieniem można obliczyć o wiele dokładniej niż w zwykłych zagadnieniach lotniczych. Ponieważ jest nieprawdopodobne, aby ciśnienie wzrosło ponad założone wartości, duży zapas wytrzymałości jest zbędny i wy-

starczy przyjąć współczynnik bezpieczeństwa równy 1,5. Należy wziąć przy projektowaniu następujące warunki pracy pod uwagę: a) rozszerzanie się i kurczenie wskutek ciśnienia i zewnętrznej temperatury, b) normalne warunki pracy, c) normalne warunki pracy wraz z działaniem ciśnienia w kabinie, d) działanie tylko ciśnienia w kabinie. Ze względu na wahania ciśnienia i objętość powietrza dla pasażerów, kabina powinna być jaknajwiększa. Gdyby to było możliwe, najlepiej było by użyć całą objętość kadłuba. Kabina musi być uszczelniona a wszelkie otwory zamykane automatycznie w wypadku spadku ciśnienia.

2) Połączenia szczelne.

Połączenia powinny być typu używanego w konstrukcji łodzi latających, gdzie impregnowane w kleju morskim paski sukna umieszcza się między dwiema blachami. Nitowanie powinno zawierać duże nity pracujące, rozmieszczone w normalnych odległościach, oraz małe nity gęsto ustawione dla szczelności.

3) Rozszerzanie się kabiny pod wpływem ciśnienia.

Rozszerzanie się kabiny pod wpływem ciśnienia może być oblicznone b. dokładnie za pomocą metod znanych z teorii elastyczności, jednak jest ono tak małe, że można je zaniedbać. Do przejęcia odkształceń nie powinny być używane połączenia przesuwane, ale jest pożądany pewien stopień sprężystości konstrukcji.

4) Naprężania termiczne i od ciśnienia.

Naprężenia termiczne można obliczyć z łatwością. Skurcz wskutek spadku temperatury dąży jakgdyby do usunięcia naprężeń od ciśnienia, w rzeczywistości jednak naprężenia te stale pozostają. Należy wziąć pod uwagę zmniejszenie się wytrzymałości metali wskutek niskiej temperatury.

5) Zagadnienie spadku ciśnienia w razie uszkodzenia połączeń.

Zagadnienie to nie jest bardzo poważne, ponieważ naprężenia rzeczywiste nie mogą przekraczać 66% naprężeń łamiących wobec współczynnika bezpieczeństwa 1,5.

Przepuszczalność zaworów bezpieczeństwa należy przewidzieć odpowiednio do maksymalnego wydatku sprężarki. Uszkodzenie cienkiej blachy na powierzchni powinno być umiejscowione. Nagły spadek ciśnienia nie jest szkodliwy dla załogi. Setki prób przeprowadzonych w specjalnej komorze przy różnych wielkościach spadku ciśnienia nie spowodowały żadnej szkody ludziom.

6) Przegrody.

Idealna przegrodą jest stożek. Przegroda płaska wypada ciężka.

7) Okna.

Należy stosować wąskie prostokątne okna rozmieszczone w szeregu w kierunku podłużnym.

8) Widoczność ze stanowiska pilota.

Zagadnienie to zostało pozostawione konstruktorom płatowca.

B. Zagadnienia mechaniczne.

1) Drzwi.

Drzwi powinny być lekkie, łatwo otwierane i zamykane. Drzwi jest trudno otwierać do wewnątrz, gdy są poddane wewnętrznemu ciśnieniu jednak otwieranie na zewnątrz wymaga zastosowania skomplikowanego urządzenia zamykającego. Pierwszy sposób ma tę zaletę. że urządzenie takie nie jest potrzebne, a drzwi wystarczy unieruchomić sprężystymi zapadkami. Także uszczelnienie jest łatwe zapomocą miękkiego sznura gumowego (6 mm), założonego na obwodzie.

2) Przeprowadzenia linek sterujących itp.

Przeprowadzenia powinny być najprostsze, szczelne, wymagać minimum konserwacji, dawać małe tarcie przy poruszaniu napędu sterów i nie powinny zamarzać. Małe przeprowadzenie z uszczelnieniem oliwnym zabezpieczone od temperatury zewnętrznej rozwiązuje sprawę. Elementem ślizgowym jest mała rurka brązowa spojona z linką sterującą.

3) Zamglenie i zamarzanie okien.

Dla zabezpieczenia szyb od zamarzania należy strumień powietrza ze sprężarki skierować na ich wewnętrzną powierzchnię i w ten sposób dostarczyć dostateczną ilość ciepła. Mechaniczne zeskrobywanie lodu jest nieskuteczne. Gdy w czasie prób kabinę umieszczono w komorze pod niskim ciśnieniem i temperaturze —35 do —40° C, okna zamarzły bardzo szybko. Kabinę należy okleić po stronie zewnętrznej izolacją filcową. Klej nie powinien niszczyć się ani pękać przy niskiej temperaturze. Akcesoria takie jak zawory bezpieczeństwa winny być umieszczone wewnątrz kabiny dla zabezpieczenia od skutków niskiej temperatury.

4) Automatyczne klapy do zamknięcia uszkodzonego okna.

Wypróbowano z dobrym wynikiem klapy automatyczne wykonane z blachy i uruchamiane za pomocą urządzenia spustowego. Przy zamknięciu okna taką klapą obserwowano conajwyżej 25% spadku ciśnienia. Uznano, że na samolotach handlowych stosowanie tego środka bezpieczeństwa nie jest potrzebne.

5) Wykorzystanie energii kinetycznej powietrza wychodzącego z kabiny.

Ze względu na jej nieznaczną ilość użycie jej uznano za niepotrzebne.

6) Wpływ ciśnienia w kabinie na przyrządy.

Przyrządy mogą być umieszczone w skrzynce połączonej z atmosferą a uszczelnionej od strony kabiny.

C. Przepływ powietrza i regulacja.

1) Sprężarka powietrzna.

Do napędu sprężarki można użyć małego silnika elektrycznego lub benzynowego bądź też napędzać ją równolegle do sprężarki silnikowej. Ten ostatni sposób jest najlepszy, gdyż daje konstrukcję najlżejszą i równie pewną w działaniu jak silnik lotniczy. Powinny by być dwa niezależne źródła sprężonego powietrza. Dla umożliwienia bezpośredniego użycia powietrze musi być oczyszczone i otrzymać odpowiednią temperaturę i wilgotność.

2) Zawory wylotowe.

Zawory wylotowe mogą być sterowane a) przez ciśnienie barometryczne (bezpośrednio), b) przez ciśnienie barometryczne za pośrednictwem serwomotoru (np. elektrycznego). Wystarczający jest sposób pierwszy. Przepuszczalność zaworów powinna być duża.

3) Automatyczne uszczelnienie kabiny.

Przy sprężarce należy umieścić zawory zwrotne, aby uniemożliwić wypływ powietrza tą drogą na zewnątrz.

4) Zawory bezpieczeństwa na nad- i podciśnienie.

Zwykła zawory sprężynowe są wystarczające. Ponieważ już kilkanaście lub kilkadziesiąt g/cm² podciśnienia w kabinie może wywołać wgniecenie ścianki trzeba zastosować oprócz zaworów bezpieczeństwa na nadciśnienie także i zawory na podciśnienie.

D. Zagadnienia fizjologiczne.

1) Zapotrzebowanie powietrza.

Jeden pasażer potrzebuje 30—60 litrów na minutę.

2) Wymagane ciśnienie.

Uznano że na wysokości 7500 — 9000 m jest wystarczające utrzymywać ciśnienie o 0,72 kg/cm² wyższe niż atmosferyczne. Niektórzy konstruktorzy uważają za wystarczające utrzymywać w kabinie na wysokości 9000 m ciśnienie, jakie panuje na wysokości 3000 m.

E. Inne zagadnienia.

Inne zagadnienia mogą być rozwiązane tylko w czasie prób w locie. Są to:

1. Dopuszczalny wzrost lub spadek ciśnienia w razie konieczności.
2. Instalacja aparatów tlenowych do użycia w razie potrzeby.
3. Regulacja temperatury.
4. Regulacja wilgotności.
5. Wentylacja i cyrkulacja powietrza.

Przegląd czasopism tecznicznych

Aerodynamika

Oddziaływanie strugi śmigłowej na skrzydła i stery samolotu. J. Stüper.

Dotychczasowy brak zdatnej teorii podłużnej stateczności samolotu tłomaczy się tym, iż niedostatecznie zbadano wpływ strugi zaśmigłowej na skrzydła i stery samolotu. Artykuł podaje wyniki pomiarów tunelowych przeprowadzanych dla stwierdzenia oddziaływania strugi zaśmigłowej na siłę nośną i na strugę spływu skrzydła, oraz na usterzenie. Nie uwzględniono przy tym oddziaływania kadłuba, a więc badania dotyczyły, ściśle biorąc, samolotów wielosilnikowych z silnikami bocznymi. Prace przeprowadzono w dwu zasadniczych kierunkach: a) zbadano oddziaływanie strugi zaśmigłowej na rozkład siły nośnej skrzydła; b) zbadano wpływ strugi zaśmigłowej na rozkład prędkości i kierunek opływu usterzenia. Operowano następującymi ważniejszymi parametrami: kąt natarcia, kąt między osią śmigła a kierunkiem zerowej siły nośnej płata, kąt między osią śmigła a kierunkiem dmuchanego powietrza, posuw i współczynnik sprawności śmigła. Skrzydła przyjęto na wysokości osi śmigła. Tabela podaje główne wymiary dotyczące rozmieszczenia silników dla szeregu nowoczesnych typów samolotów wielosilnikowych. Rozbieżność wymiarów jest nieznaczna. Podano literaturę dotyczącą wpływu strugi śmigła na skrzydło w ośrodku bez ruchu i w ośrodku ruchomym. W tym ostatnim wypadku Fewari i Koning zastosowali metodę teoretyczna, nie odpowiada ona jednak rzeczywistości, trudności bowiem natury matematycznej zmuszają do pewnych uproszczeń we wzorach. Pozostaje więc droga doświadczalna. Program prac następujący:

1) Przez umieszczenie w tunelu specjalnej (opisanej) dmuchawy z prostownikami stworzono warunki opływu skrzydeł i sterów strugą śmigłową pozbawioną skrętu i o jednostajnym rozkładzie prędkości. Opisano urządzenia (zdjęcie i poprawki tunelowe); przeprowadzono pomiary 3-ch sił składowych, rozkładu ciśnień i rozmieszczenia strugi spływu. Wyniki zobrazowano w licznych wykresach i porównano z wynikami teoretycznymi. Skutki: wzrost siły nośnej i kąta nachylenia strugi spływu.

2) Zbadano wpływ strugi śmigła na skrzydła. Dmuchawę z 1) zastąpiono śmigłem, napędzanym silnikiem elektrycznym z wewnątrz modelu. Opis i widok urządzenia. Rodzaj pomiarów, jak pod 1).

Wyniki pomiarów obrazują wykresy. Skutki: asymetryczny rozkład siły nośnej oraz podział strugi śmigła przez skrzydło na dwie nie zbiegające się za płatem strugi, przesunięte względem siebie w sensie obrotu śmigła.

3) W wypadkach 1) i 2) struga śmigła miała kierunek normalnie dmuchanego powietrza. Teraz zbadano wzajemne oddziaływanie śmigła i płata, zmieniając przy tym kąt między osią śmigła i kierunkiem zerowej siły nośnej płata. Napęd śmigła silnikiem z zewnątrz modelu. Opis i widok urządzenia. Tego samego rodzaju pomiary. Liczne wykresy wyników i porównania z teorią. Nachylenie osi śmigła wpływa na rozmieszczenie siły nośnej na skrzydle. Natomiast globalny udźwig układu śmigło + płat nie ulega zmianie. To samo dotyczy wpływu na wykres momentów. Śmigło wzmaga niestateczność samolotu. Pomiary kąta nachylenia strugi opływu (przyrządem kulkowym) wykazały, w jakim stopniu skuteczność opływu usterzenia zależna jest od strugi śmigła.

Einfluss des Schraubenstrahls auf Flügel und Leitwerk. (Luft-Forschg. Band 15 (1938), Nr. 4, str. 181 — 205, 85 rys., spis literatury).

Wyznaczenie rozkładu siły nośnej na skrzydłach samolotu drogą rachunkową. H. Multhopp. **Schematy rachunkowe do powyższego.** M. Schwabe.

Multhopp wychodzi z całki Prandtla na indukowany kąt natarcia i i drogą teoretycznych rozumowań i przekształceń matematycznych wyprowadza dość proste wzory na obliczenie i_i. Rachunek przeprowadza się metodą kolejnych przybliżeń, przy czym podane są schematy rachunkowe i przeliczony przykład. Metodę Multhoppa stosują z powodzeniem w przemyśle niemieckim oraz w szeregu niemieckich instytutów aerodynamicznych. Metoda unika szeregów i analizy harmonicznej, można ją stosować bez trudu także w wypadkach, gdy siła nośna nie zmienia się liniowo z kątem natarcia. W ten sposób można stosować przy skrzydłach o dowolnej, skomplikowanej nawet formie wyniki pomiarów, otrzymywane przeważnie w znacznie uproszczonych warunkach aerodynamicznych przy nadmuchiwaniu skrzydeł z różnego typu klapami, skrzelami itp. Wyniki metody Multhoppa porównano z wynikami obliczeń metodą Fuchsa i Hopfa oraz Huebera-Lotz i wykazano szybką zbieżność kolejnych przybliżeń i dokładnych wyników. Dotyczy to również wypadków, gdy w układzie kątów natarcia wzdłuż skrzydła zachodzą raptowne zmiany, jak np. przy odchyleniu klap; rachunek przedstawia się wówczas nieco inaczej, wykazuje jednak w porównaniu z metodą Wieselsbergera i Lotz znaczną dokładność. Spis literatury kończy artykuł.

Jakby dalszym ciągiem powyższego jest artykuł Schwabego, w którym autor podaje schematy rachunkowe i przelicza przykłady metodą Multhoppa.

Die Berechnung der Auftriebsverteilung von Tragflügeln. Luft. Forsch. Band 15 (1938), str. 153 — 169, 9 rys., 9 tabl.

Rechenschema zur Berechnung der Auftriebsverteilung über der Tragflügelspannweite nach Multhopp. Luft-Forsch. Band 15 (1938), Nr 4, str. 170 — 180, 17 schematów tablic.

Analityczne ujęcie sił i momentów śmigła przy nadmuchiwaniu ukośnym oraz zmianie kursu samolotu. G. Klingemann i F. Weinig.

Po teoretycznym ustaleniu zmian, jakie zachodzą na elementarnej cząstce pierścieniowego pasma śmigła wieloramiennego pod wpływem ukośnego nadmuchiwania i zmiany kursu samolotu autor całkuje po obwodzie śmigła i znajduje układ sił i momentów na elementarnym pierścieniu. Przyjmując następnie rozkład ciągu wzdłuż promienia śmigła i całkując wzdłuż tegoż znajduje układ sił i momentów całego śmigła. Autor przyjmuje rozmieszczenie ciągu optymalne przy posuwie śmigła, odpowiadającym ciągowi zerowemu, przy znacznej liczbie płatów śmigła i bez uwzględnienia tarcia. Rachunek jednak wykazuje, że przy nadmuchiwaniu ukośnym momenty poprzeczne są niezależne od tak przyjętego rozkładu ciągu; przy zmianie zaś kursu to samo dotyczy sił poprzecznych. Oddziaływanie nadmuchu ukośnego i oddziaływanie zmiany kursu można zatem superponować.

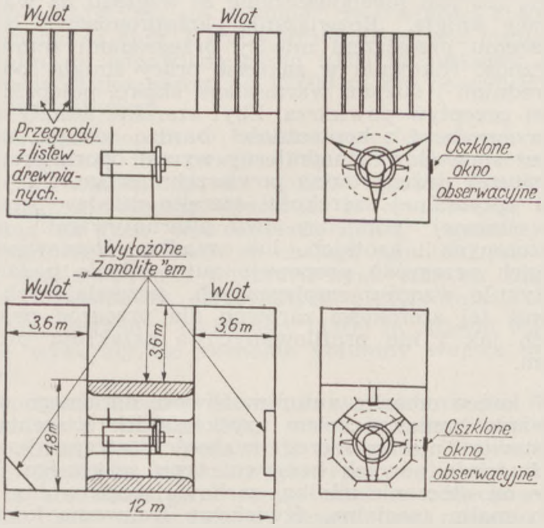
Die Kräfte und Momente der Luftschraube bei Schräganblasung und Flugzeugdrehung. Luft. Forsch. Band 15 (1938), Nr 4, str. 206—213, 7 rys.

Silniki

Tłumienie hałasu w hamowniach silników lotniczych. A. W. Morley. Autor omawia prace, jakie w tym kierunku zostały przeprowadzone w Ameryce, Niemczech i Anglii, przytaczając jako przykłady hamownie Pratt Whitney-Hamiltona i Wrighta w Ameryce, D.V.L. w Niemczech, oraz Alvisa, Armstrong-Siddeley'a i Bristola w Anglii.

Amerykańskie hamownie są z reguły budowane z cegły w kształcie U w elewacji, a tłumienie hałasu odbywa się obecnie wyłącznie w pionowych kanałach dolotowym i wylotowym. Same ściany kanału powietrznego nie są już obecnie wykładane materiałem tłumiącym, natomiast cały materiał tłumiący jest umieszczony na przegrodach pionowych kraty dzielącej komin — na pewnej jego długości — na szereg pionowych kanałów o przekroju kwadratowym, ulowym lub t. p. Jako materiału tłumiącego Pratt Whitney-Hamilton używał początkowo materaców, składających się z warstw miki,

sukna i siatki drucianej, t. zw. Zonolitu, którym izolowano właściwą przestrzeń silnikową, następnie zaś zarzucono tłumienie hałasu w tej przestrzeni i zastosowano system przegród tłumiących w kominach hamowni. W pierwszym wykonaniu przegrody wykonano z cegły, w następnym zaś z desek zbitych z szeregu cienkich

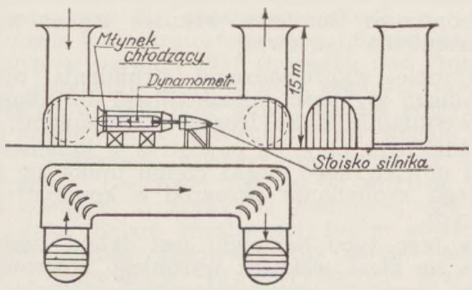


Rys. 1. Metody tłumienia hałasu w hamowniach istniejących, opracowane przez F-y Pratt & Whitney i Hamilton Standard.

U góry: przeróbka przy pomocy listw drewnianych.
U dołu: przeróbka przez wyłożenie „Zonolitem".

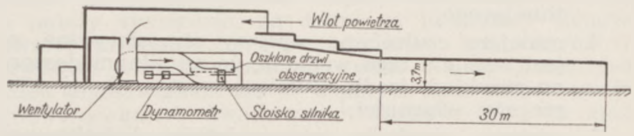
listew (rys. 1). W ostatnich rozwiązaniach firma ta przegrody powyższe wykłada dodatkowo płytami azbestowymi. Również Wright stosuje w swoich hamowniach tłumienie hałasu przez umieszczenie przegród w pionowych kominach hamowni, której schemat konstrukcyjny jest taki sam jak u Pratt Whitney'a. Przewidziana tu została możliwość zwiększenia tłumienia dzięki pozostawieniu rezerwowej przestrzeni w kominach (wyższych jak u P. i W.) oraz w części neutralnej tunelu. W nowszych rozwiązaniach Wright'a ta rezerwa długości kominów została wykorzystana, natomiast zrezygnowano z izolacji centralnej części tunelu. Materiał użyty t. zw. Calistone, którego głównym składnikiem jest szlaka, ma być szczególnie odporny na wpływy atmosferyczne, drgania i zaołowianie. Autor wspomina również o zbudowaniu w Ameryce hamowni o układzie poziomym, w której materiał tłumiący został umieszczony w kanale dolotowym i wylotowym. Uzyskany stopień ściszenia pozwala na prowadzenie rozmowy u wylotu kanałów.

Hamownia DVL w Niemczech (rys. 2) ma układ pionowego U, podobny do amerykańskiego, z tą różnicą, że oba kominy nie znajdują się w osi komory centralnej lecz z boku tej komory. Dzięki temu powietrze przechodzi na dopływie i na wylocie przez dwa załamania pod kątem 90°. Działanie tłumiące tych podwójnych kolan wskutek zjawisk odbicia i interferencji fal dźwiękowych jest tak intensywne, że zbędne jest stosowanie materiałów tłumiących. Zaletą takiego układu hamowni jest uzyskanie dobrego stłumienia fal dźwiękowych o niskiej częstotliwości, posiadających większy zasięg, trudnych do stłumienia przy zastosowaniu normalnie używanych materiałów tłumiących.



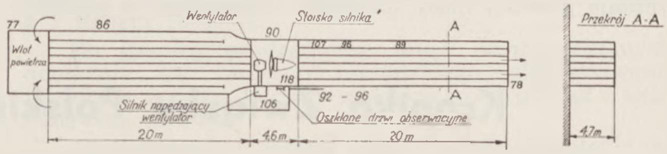
Rys. 2. Schemat hamowni D. V. L.

Hamownia firmy Alvis w Anglii (rys. 3) ma kształt odmienny zarówno od typu amerykańskiego jak i niemieckiego i przedstawia sobą w rzucie pionowym kształt leżącej litery J. Ściany kanału dolotowego i wylotowego powietrza oraz komory stoiska silnikowego są na całej długości wyłożone materiałem tłumiącym, składają-



Rys. 3. Schemat hamowni Alvis Ltd.

cym się z warstw wełny mineralnej i azbestu o łącznej grubości 10 cm. Poza tym przewidziane zostało miejsce w kanale dolotowym i wylotowym na umieszczenie dodatkowych przegród tłumiących na wypadek potrzeby dalszego obniżenia hałasu. W hamowni Armstrong-Siddeley (rys. 4) o prostoliniowym przepływie powietrza osiąga się tłumienie przez umieszczenie na całej długości kanału powietrznego pionowych przegród składających się z materiału izolującego między płytami metalowymi, osadzonymi w drewnianych ramach. Podobną budowę



Rys. 4. Schemat hamowni Armstrong-Siddeley Ltd.

ma hamownia firmy Bristol, w której jednak przegrody nie mają kształtu prostego, lecz falisty, co ma na celu zwiększenie efektu tłumiącego, zaś materiał tłumiący składa się ze skłębionych drutów miedzianych, sukna i tak zwanej wełny skalnej. Dodatkowe tłumienie zostaje tu osiągnięte w pochłaniaczach o budowie ulowej i ukośnie do kierunku przepływu powietrza ustawionych płytach z materiału tłumiącego. W hamowni Bristol'a znalazł zastosowanie szereg patentów Institut für Schwingungsforschung w Berlinie.

W dalszym ciągu artykułu zestawia autor zalety i wady obu głównych typów hamowni: typu U i typu o kanale poziomym. Zaletami typu U są:

1. mała powierzchnia rzutu poziomego;
2. dodatkowe tłumienie wskutek zmian kierunku strumienia powietrza;
3. wysokie wyprowadzenie strumienia powietrza o dużej szybkości, nieszkodliwej dla nikogo poza ewentualnie nisko lecącemi samolotami;
4. oddzielenie oleju od powietrza w kolanach kanału powietrznego dzięki czemu unika się szkodliwego zaoliwiania przegród w kominach pionowych.

Wadą tego typu hamowni jest daleki zasięg rozchodzenia się głosu wskutek wysokiego wyprowadzenia strumienia powietrza opuszczającego hamownię. Autor podaje dla ilustracji tego faktu wykres natężenia głosu w funkcji oddalenia od hamowni, dla hamowni z wysokim wyprowadzeniem strumienia powietrza (typ U) i dla hamowni poziomej.

Zaletami hamowni poziomej są:

1. mniejszy zasięg rozchodzenia się fal dźwiękowych i mniejsze natężenie hałasu w jej otoczeniu;
2. prostsza budowa;
3. łatwość rozbudowy w celu zwiększenia efektu tłumiącego;
4. mniejsza czułość na wpływy atmosferyczne, co jest ważne z tego względu, że na silnym deszczu na przykład, środki tłumiące tracą w dużej mierze swe własności;
5. większa swoboda wprowadzania dodatkowych zmian kierunku strumienia dla zwiększenia tłumienia jak też i umieszczenia jego wylotu w pożądanym miejscu.

W dalszym ciągu przytacza autor zobrazowany odpowiednim wykresem przykład niekorzystnego wpływu, jaki ma nadmierne przewężenie przekroju kanału powietrznego, przez zbyt gęste rozmieszczenie przegród na jego końcach, na opływ powietrza dookoła badanego śmigła.

Autor podkreśla decydujące dla najkorzystniejszego sposobu rozmieszczenia dla materiałów tłumiących znaczenie faktu, że większość tych materiałów skuteczniej tłumi fale dźwiękowe wysokiej częstotliwości od fal niskiej częstotliwości. Dla tego doradza on umieszczanie głównej masy materiału tłumiącego w pobliżu tego miejsca kanału, w którym panuje hałas o największym natężeniu; naturalnie przy założeniu, że długość kanału jest dostateczna dla koniecznego zmniejszenia dźwięków o niskiej częstotliwości. Właściwy wybór musi być jednak wynikiem kompromisu uwzględniającego fakt, że osiągnięcie dużego skutku tłumiącego wymaga wydatnego zwężenia przekroju kanału przegrodami, to ostatnie zaś jest niedopuszczalne ze względu na warunki pracy śmigła. Rozwiązanie kompromisowe dzięki zwiększeniu przestrzeni między przegrodami zmniejsza skuteczność tłumienia w zakresie pracy śmigła pomiędzy średnimi i dużymi wartościami skoku, polepsza natomiast przepływ powietrza. Zbyt szerokie kanały między przegrodami z konieczności bardzo długie mogą również spowodować nadmierny wzrost oporu przepływu wskutek dużego tarcia powierzchniowego. Dla obliczania optymalnej szerokości szczelin między przegrodami (leżącej pomiędzy dwu alternatywami: gęsto umieszczonych i krótkich, lub rzadko rozstawionych i długich przegród) proponuje autor użycie podanych w artykule wzorów empirycznych, pozwalających na ustalenie tej szerokości zarówno dla przegród profilowanych jak i nie profilowanych o przekroju prostokątnym.

W końcu omawia autor możliwość doraźnego przystosowania hamowni celem uzyskania ich ściszenia, co przedstawia nieraz szereg trudności niespotykanych przy budowie nowych hamowni typu ściszonego. Proponuje on otoczenie silnika, zachowującego wolny wydmuch spalin specjalną, dźwiękowo izolowaną komorą, przez co unika się konieczności poprawek na stratę mocy wskutek przeciwciśnienia długich rur wydechowych, oraz częstych i uciążliwych napraw tych rur. Autor podaje schematyczne szkice podobnej przeróbki wraz z tablicą charakterystycznych wymiarów i stopni skuteczności szeregu typowych elementów tłumiących. Możliwość pokonania oporu przepływu powietrza, zwiększonego wskutek zastosowania tłumików, widzi autor w lepszym wykorzystaniu niepotrzebnie dotąd rozpraszanej energii młynka hamownianego. Szczególną uwagę należy według niego zwracać na dokładne odizolowanie podłogi komory od podłogi budynku przy pomocy warstwy gumy lub korka, wyprowadzenie wszelkich przewodów z komory bez zetknięcia się ich z murami budynku, umieszczenie tłumika również na wlocie powietrza do przestrzeni silnikowej, zapewnienie pobierania przez silnik powietrza zanieczyszczonego spalinami itp. Aircraft Engineering, February 1938, str. 47—52, rys. 12.

Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych

KOMUNIKAT ZARZĄDU Nr 7/38

Nowoprzyjęci członkowie

Inż. Stefan Frontczak — Warszawa;
„ Stanisław Naszkiewicz — Katowice;
„ Ziemowit Roman Ratajski — Warszawa
„ Zbigniew Soborowski — Warszawa

Rozesłanie legitymacyj

Do komunikatu Nr 6/38 z dnia 12 lipca br., który był rozesłany bezpośrednio wszystkim członkom Z. P. I. L., dołączono legitymacje członkowskie dla wszystkich kolegów, których zaległości nie przekraczają wysokości składki całorocznej.

Za Zarząd

(—) *E. Kosko* Sekr. (—) *J. Bukowski* Wiceprezes

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Streszczenie poglądowe zagadnień fizjologicznych w lotach stratosferycznych wygłosił dnia 27 maja 1938 r. dr. Władysław Dybowski.

Tematem odczytu było omówienie niekompletnych dotychczas prac przeprowadzonych nad fizjologicznymi skutkami lotów stratosferycznych w Anglii, Ameryce i w Italii. Pierwszym poważnym lotem stratosferycznym dokonanym na samolocie był lot Swaina na 15.000 m, trwający 3 godziny.

Pierwszy skafander był konstrukcji Ridge'a z roku 1933. Ridge swój skafander przedstawił w Ameryce, wobec jednak braku zainteresowania zwrócił się do Anglików, którzy chętnie podjęli próby nurka. Próby te zostały przeprowadzone u Siebe Gorman'a. Ameryka widząc zainteresowanie Anglii nurkiem Ridge'a, poleciła mu przerwać prace w Anglii i pracować nad dalszymi udoskonaleniami konstrukcji w kraju.

Wracając do lotu Swaina należy zaznaczyć, że dał on pojęcie o pewnych trudnościach lotów stratosferycznych. Szybkość wiatru na tych znacznych wysokościach dochodzi do 320 km/godz., siła światła na 15.000 m jest tak wielka, że oślepia pilota, wobec czego wszystkie powierzchnie odblaskowe części samolotu powinny być czarne. Podawanie czystego tlenu niedostatecznie zaopatrza tkanki nerwowe, co powoduje drętwienie. Przy schodzeniu wskutek parowania ze skóry (około 12 g wody na godzinę) zamarza okno skafandra. Ciśnienie barometryczne dochodziło w czasie lotu do 92 mm, a temperatura — do —50° C. Na samolocie było zainstalowane urządzenie do automatycznego obniżania lotu, w razie utraty przytomności przez pilota. Jak widać, warunki takiego lotu są bardzo ciężkie i tego rodzaju przedsięwzięcie należy uważać za wyczyn heroiczny, możliwy tylko dzięki wyjątkowej wytrzymałości fizycznej i nerwowej pilota.

We Włoszech został 7.V.37 r. wykonany lot na 15.665 m. Kostium pilota był ogrzewany elektrycznie, ściany zewnętrzne tego kostiumu były sztywne, ciśnienie wewnętrzne wynosiło 0,3 atm. Temperatura na wysokości 12 — 15.000 m wynosiła przeciętnie —56,5° C, a w pewnym momencie spadła do —62° a nawet —66°. Wilgotność nie spadła do zera, powyżej 8000 m wynosiła 20 — 45%; ma się rozumieć, że wielkości absolutne wilgoci nie są duże. Kabina szczelna jest pod ciśnieniem 0,55 atm. co odpowiada około 5.000 m, wskutek czego pęknięcie nurka nawet na 13.000 m nie powoduje zbyt wielkich zaburzeń.

Stwierdzono, że w lotach stratosferycznych sterowanie aparatu jest twarde. Pogoda w stratosferze nie jest tak idealna, jak to ogólnie sądzono, zaburzenia atmosferyczne sięgają wysokości 11 — 13.000 m. Pracę fizyczną na tych wysokościach należy ograniczyć do minimum, dlatego zarówno obsługa samolotu jak urządzeń pomiarowych i fotograficznych odbywa się przy pomocy automatów sterowanych elektrycznie.

Dokonywane z wysokości 12.000 m zdjęcia fotograficzne wykazały, że ruchome kolumny wojska są widoczne.

Poważne kłopoty powoduje wydzielanie się i gromadzenie w nurku CO_2, wskutek nieprzenikliwości ścian nurka. Próby podawania mieszanki Moth'a (tlenu z bezwodnikiem kwasu węglowego) wykazały, że nie jest to konieczne gdyż męczy mięśnie oddechowe. To też do 10.000 m, podaje się czysty tlen, powyżej mieszankę.

Badania pilotów stratosferycznych wykazały: wzrost ilości czerwonych ciałek krwi i wydzielanie przez nerki zasad powodujące pewne zmiany patologiczne; powyżej 10.000 m tętno się zmniejsza, ciepłota wewnątrz płuc znacznie spada, występują zimne poty. Wynika z tych objawów niemożność częstego powtarzania lotów wysokościowych. Lot ponad 8.000 m nie może trwać więcej niż 4 godziny. Przed panującym na tych wysokościach zimnem i wiatrami trzeba pilota skutecznie chronić. Wskazana jest też specjalna dieta. Zaprawa jest możliwa tylko do 6.000 m, loty zaś do 8.000 m wymagają ludzi nie zaprawionych, a specjalnie nadających się do wytrzymania tych ciężkich warunków atmosferycznych.

Prace amerykańskie Armstrong'a dotyczyły przeprowadzenia prób mających na celu zrealizowanie przelotów wysokościowych na trasie Kalifornia — New York w 11 godzin i New York — Londyn w 16 godz. Technicznie loty te są możliwe na wysokości 10 tys. m, gdzie szybkość zwiększa się o 30%.

Kabiny szczelne do tych lotów posiadają ciśnienie wewnętrzne odpowiadające 3.000 m. Eksperymentowane było schodzenie i wchodzenie. Pęknięcie kabiny szczelnej nie jest niebezpieczne o ile jest możliwość użycia zapasowych aparatów tlenowych, gdyż zapas tlenu w organiźmie wynoszący 400 cm^3 wystarcza na ok. 50 sek. co powinno wystarczyć. Kabiny szczelne są obsługiwane przez dwie sprężarki (40 000 obr/min.) dostarczające odpowiednio sprężonego powietrza czerpanego z zewnątrz w ilości 1 m^3 na minutę i na pasażera; powietrze to ogrzane jest do temp. 30 — 40°. Zawartość CO_2 w tym powietrzu wynosi 0,03%, zawartość 2% CO_2 powoduje zmęczenie oddechowe. Analizator gazów spalinowych może być tu użyty jako analizator powietrza kabinowego. Celem usunięcia przykrych zapachów używa się jako pochłaniacza węgla aktywnego. Stosowanie ozonu jest dla organizmu szkodliwe.

W czasie lotu stratosferycznego dokonanego przez Tomlinson'a w sierpniu 1937 (huragan nad Floridą), na 11.000 m panowały złe warunki atmosferyczne padał drobny śnieg i wiatr dość silny. Naogół powyżej 8.000 m łatwo ominąć burze, których szczyty sięgają 9.000 m.

Pan - American Airways zamówiło 4 samoloty stratosferyczne Lockheed 135 na 33 miejsca dzienne, albo 25 nocnych, o szybkości podróżnej 388 km na godzinę. Jako dalsze możliwości lotów stratosferycznych należy uznać stosowanie dla celów badawczych balonów i samolotów stratoferycznych przy użyciu nurków, podając pilotowi mieszanki lub tlen.

Lotnictwo sowieckie posługuje się dla osiągnięcia wysokości lotów stratosferycznych holowanymi szybowcami w piętrach, które tworzą schody o 1.500 m wysokich stopniach.

Należy stwierdzić, że inżynierowie stale wyprzedzają fizjologów w dziedzinie zdobyczy umożliwiających coraz wyższe loty. Obecnie wynalazcy pracują nad napędem rakietowym, jednak tu staje na przeszkodzie granica wytrzymałości organizmu ludzkiego na przyspieszenie. Co do sposobu zaopatrzenia pilotów w tlen, to należy stwierdzić, że dobre są inhalatory tlenowe otwarte podające tlen w nadmiarze, koniecznym na chwilowe wielkie zapotrzebowania. Należy przestrzedz przed poddawaniem się w trudnych momentach panice i wykonywaniem gwałtownych ruchów, gdyż to może spowodować zemdlenie.

Prace organizatorów i uczestników wysokogórskich wypraw, mające na celu aklimatyzację na znacznych wysokościach, osiągnęły pozytywne rezultaty, mianowicie uzyskano możność wykonywania ciężkiej pracy fizycznej na wysokości 8300—8500 m. To mogłoby częściowo przemawiać za aklimatyzacją lotników wysokościowych.

Badania przeprowadzone przez Hartmanna nad uczestnikami wyprawy na Mount-Everest wykazały, że nie tylko ilość hemoglobiny się powiększa, ale że ta hemoglobina się usprawnia, staje się tzw. hemoglobiną embrionalną. W mięśniach następują zmiany, akcja serca zostaje zwolniona, zmienia się tętno. Przy aklimatyzacji możliwe jest osiągnięcie 8000 m bez tlenu, a z tlenem 10000 m.

Za granicą propagatorzy lotów stratosferycznych domagają się zarówno racjonalnego ukształtowania wszelkich pomocy lotów wysokościowych jak też i aklimatyzacji pilotów.

Nietknięte jest jeszcze przez badaczy działanie na skórę lotnika promieni ultrafioletowych, a szyby z mas plastycznych ultrafiolet przepuszczają. Reakcja oka na te promienie też jest. Promienie kosmiczne prawdopodobnie mogą wywołać mutację u potomstwa, w tym kierunku przeprowadza się eksperymenty na muchach. Działanie promieni kosmicznych przy ewentualnych lotach rakietowych musiałoby już być brane pod uwagę, a dotychczas wiadomo, że jedynie grube opancerzenie

ołowiane chroni przed tymi promieniami, a dla lotnictwa perspektywa stosowania tego rodzaju ochrony nie jest wcale zachęcająca.

Kpt. dr Krajewski zapoznał zebranych z polskimi osiągnięciami badań warunków lotu stratosferycznego, mówiąc o pracach przeprowadzonych od 1926 roku w Zakładzie do Badań Niskich Ciśnień w których to badaniach sam brał udział. Badania te są dokonywane na ludziach od 3 lat, w komorze niskich ciśnień, przy ciśnieniu odpowiadającym 8000 m, trwają 1 — 3 godz. raz na 2 — 3 dni, pracy nie wykonywa się, temperatura wynosi 18 — 20°, oddychanie czystym tlenem przez maskę.

Liczba czerwonych krwinek wzrosła do 7 milionów w 1 cm³ (normalnie 5 milionów).

Pilot, który często robi loty do 5000 m pozostając na tej wysokości 1 do 2 minut posiada 5,5 — 6 milionów czerwonych krwinek. Przed lotem odczuwa obawę przed złym samopoczuciem. Zaprawa nie jest więc zaprawą subiektywną i powoduje ogólne osłabienie psychiczne. Zmiany występujące w organiźmie mogą być nawet bardzo ostre, np. zdarzył się wypadek, że po doświadczeniu na 9000 m. (przy oddychaniu tlenem) nastąpił nagły obrzęk stawów i silne bóle. Do bólu w brzuchu łatwo się przyzwyczaić tymbardziej, że mamy zdolność regulowania wewnętrznego ciśnienia gazów, pozbywając się ich.

Co do dodawania do tlenu CO_2, to prof. Fegler przeprowadzając doświadczenia na zwierzętach stwierdził, że dodatek CO_2 w małych ilościach pobudza wydzielanie w żołądku soków trawiennych, co jest bardzo ważne, gdyż ze zmianą ciśnienia zmienia się napięcie nerwów wegetacyjnych, co wstrzymuje czynność trawienia, zahamowując wydzielanie żołądkowe. Ponieważ zapotrzebowanie tlenu ilościowo jest dość znaczne, a więc instalacja tlenowa wypada ciężka, należy zatem dążyć do zmniejszenia zapotrzebowania tlenu, można zaś to osiągnąć przez aklimatyzowanie lotnika, gdyż zwiększenie czerwonych ciałek krwi uodparnia go na niedobór tlenu. Jednak trzeba zwrócić uwagę na to, że człowiek aklimatyzowany do innych warunków aniżeli te w jakich pędzi codzienne życie, znacznie szybciej się zużywa. Słuszne więc będzie pytanie czy wolno go na to narażać. Na przyszłość można byłoby więc wysnuć jako wskazanie: stosować do lotów wysokościowych kabiny hermetyczne, dające normalne warunki wegetacji, a nie nurki, przy których warunki dla organizmu są nienormalne i szkodliwe. Należy wspomnieć o francuskiej konstrukcji skafandra, umożliwiającej ruchy rąk i nóg przy pomocy szyn na osiach wmontowanych w sztywne ściany skafandra.

Kpt. Wagner zapytuje prelegenta czy tlen lekarski zawiera CO_2 i czy to byłoby wskazane, oraz jaka jest optymalna wilgotność tlenu nieszkodliwa dla zdrowia.

Mjr. inż. Suryn uważa, że loty stratosferyczne mogą być wykorzystane przy dużych przelotach w komunikacji, w wojsku zaś tylko dla specjalnych zadań, gdyż w normalnym locie wojskowym trzeba widzieć co się dzieje na ziemi. Dla lotów więc wojskowych normalny inhalator jako wyposażenie wysokościowe będzie zupełnie wystarczający.

Prelegent stwierdza, że żaden nurek, także i francuski nie da swobody ruchów lotnikowi, gdyż ruchy powodują skoki ciśnienia wewnętrznego w nurku co jest bardzo boleśnie odczuwane przez lotnika. Loty wysokościowe powinny być 2-osobowe, jeden powinien się stale zajmować tlenem. Do prac doświadczalnych nad zwierzętami nie należy przywiązywać wielkiego znaczenia, gdyż przy badaniu małpy towarzyszącej ekspedycji wysokogórskiej stwierdzono zmiany patologiczne, zaś badania członków tej wyprawy żadnej utraty zdrowia nie wykazały.

Do komory niskich ciśnień zaprawy nie ma, ale jest zaprawa do lotów wysokościowych, przyczyną tego jest różnica oddziaływania psychicznego na lotnika komory i lotu. Anglicy uznają zasadę możności przystosowania osobników nadających się do tego. Ciśnienie na 11000 m należy uznać za graniczne dla organizmu ludzkiego, przy tym wchodząc na tę wysokość należy pobyć jakiś czas na 6000 m i wykonać pracę fizyczną, podobnie jak to robią nurkowie wodni.

Tlen lekarski nie zawiera CO_2. Tlen suchy drapie, tolerancja wilgotności wynosi 1 promille. Włosi idą w tym kierunku ażeby nie wchodzić tlenowi w drogę i CO_2 nie dodają, szczególnie to jest słuszne przy wykonywaniu przez lotnika pracy fizycznej.

Co do stosowania lotów stratosferycznych przy większych odległościach, to stwierdzono, iż opłacają się one już przy odległości 1000 km. Loty stratosferyczne odgrywają też ważną rolę przy lotach ponad biegunem. Dla wojska należałoby rozwiązywać równolegle nurka i kabiny szczelne.

Kierunki rozwojowe w konstrukcji samolotów drewnianych wygłosił dnia 10 czerwca 1938 r. inż. Zbigniew Leliwa-Krzywobłocki [1]).

Prelegent nawiązuje do dyskusji, jaka się wywiązała po odczycie inż. Mioduszewskiego i polemizuje z krytykami, skierowanymi wówczas pod adresem konstrukcji drewnianych w zastosowaniu do budowy samolotów. Jego zdaniem, drewno obędzie się bez obrońców, gdyż samo sobie zdobywa miejsce w konstrukcjach lotniczych. W okresie względnego pokoju, jaki nastąpił po traktacie wersalskim, wydawało się, że konstrukcje metalowe, przynajmniej dla wojska, łączą w sobie zalety, których w wersji drewnianej nie można by w tym stopniu osiągnąć, mianowicie szybkość, udźwig i trwałość. Doświadczenia wojen abisyńskiej i hiszpańskiej dowiodły, że w prymitywnych warunkach polowych konserwacja i remont samolotów drewnianych są o wiele łatwiejsze. Wynika stąd nauka, że i w czasie pokoju należy dbać o rozwój konstrukcji drewnianych. Zrozumiały to Włochy i Anglia, gdzie rozwój ten idzie równolegle z rozwojem konstrukcji metalowych. W Niemczech wprawdzie mało widać nowszych samolotów z drewna, jest natomiast rzeczą pewną, że uczyniono tam wielki wysiłek w kierunku stworzenia nowych podstaw dla unowocześnionej produkcji drewnianej — mowa tu o postępach w dziedzinie chemii, t. zw. sztucznych żywic i w metodach ulepszania drewna. Ogólnie biorąc, nie można na podstawie dotychczasowych, nieraz jednostronnych doświadczeń, wydawać sądu który z materiałów — drewno, czy metal — lepiej się nadaje do budowy samolotów. Zwłaszcza konstruktorzy nie są powołani do formułowania ostatecznych wniosków. W warunkach polskich zaopatrzenie w surowiec metalowy może się stać niezmiernie trudne na wypadek wojny. Obecnie u nas zagadnienie materiałowe w budowie samolotów jest postawione mniej więcej w formie pytania: czy w ogóle należy używać drewna? Pod tym względem wydaje się polecenia godna trójtorowość niektórych państw, gdzie równolegle pracuje się nad konstrukcją metalową, drewnianą i mieszaną. Daje to możność przygotowania personelu na każdy wypadek.

Po tym wstępie przechodzi prelegent do omówienia d r e w n i a n y c h k o n s t r u k c j i s k r z y d ł o w y c h. Na pierwszy plan wysuwa się tu zagadnienie współpracy drewna ze sklejką. Wobec większej sztywności (moduł Younga) sklejki bakelitowej, pasy drewniane muszą być nieraz przewymiarowane. Tym tłumaczy sobie prelegent niską wartość wytrzymałości drewna na rozciąganie (ok. 700 kg/cm²), przyjmowaną w obliczeniach przez niektórych konstruktorów polskich. Współpraca drewna ze sklejką będzie lepsza, gdy przez ulepszanie drewna uzyska się zbliżenie jego modułu sprężystości do modułu sklejki. W konstrukcjach dźwigarowych konieczne jest wykorzystanie wysokości profilu; prowadzi to do wysunięcia dźwigara tylnego silnie do przodu. Specjalnej ostrożności wymaga stosowanie dźwigarów wygiętych; dźwigar taki pracuje nie tylko na zginanie, ale dodatkowo na skręcanie, co stwarza niekorzystne warunki współpracy z pokryciem. Poza tym stwierdzono doświadczalnie (Kraemer) wydatny spadek wytrzymałości drewna po zgięciu. Fokker zaradza temu, klejąc pasy dźwigarowe z odpowiednio (ukośnie) złożonych pasków prostych, osiągając ostateczny kształt pasa przez heblowanie; metoda ta pozwala nawet na wygięcie dźwigara w dwóch płaszczyznach.

[1]) Rozszerzona część odczytu była umieszczona w „Technice Lotniczej" Nr 6 p. t. „Ostatnie konstrukcje drewnianych skrzydeł". Dalszy ciąg p. t. „Konstrukcje kadłubów drewnianych" drukujemy w niniejszym zeszycie.

Inną sprawą, która wymaga dokładnego opracowania, jest sklejenie. Wydaje się nielogiczne używanie kleju kazeinowego do klejenia sklejki bakelitowej. Klej ten nie chwyta warstw bakelitu przy sklejaniu dwóch płyt sklejki „na fazę"; niedogodność ta nie występuje przy klejeniu „kauritem" (sztuczna żywica), który jest natomiast mniej wygodny w użyciu na warsztacie. Na przykładach, ilustrowanych przezroczami, prelegent pokazuje różnorodność form konstrukcyjnych skrzydeł drewnianych.

Przechodząc do kadłubów drewnianych, prelegent porusza zagadnienie kruchości materiałów, które ma duże znaczenie dla bezpieczeństwa konstrukcji przy nagle występujących obciążeniach (twarde lądowania, gwałtowne podmuchy). Jako bardziej krucha od drewna, sklejka stosowana do pokrycia kadłuba, zwłaszcza nośnego, nie zapewnia w dostatecznym stopniu bezpieczeństwa; sklejka taka niekorzystnie pracuje, gdy jest obciążona jednocześnie na zginanie i skręcanie. Typy konstrukcyjne kadłubów drewnianych klasyfikuje prelegent na pięć kategorii, ilustrując każdą z nich przykładami.

Końcowe uwagi prelegent poświęca drewnu ulepszonemu. Badania, wykonane zagranicą dla znalezienia najwłaściwszej metody ulepszenia drewna (de Havilland, Niemcy), były bardzo uciążliwe i kosztowne; zdaniem prelegenta, nakład ten opłaci się jednak sowicie. Z wielu sposobów ulepszania, jakie próbowano stosować, jednym z lepszych wydaje się formowanie pod prasą z jednoczesnym sklejaniem fornirów, napojonych sztuczną żywicą. Metoda, wypracowana przez fińskie T-wo Halila, jest stosowana przez De Havillanda w budowie samolotu „Albatross". Przez ulepszenie drewna wzrastają jego wartości wytrzymałościowe bardzo znacznie, z wyjątkiem wytrzymałości na rozerwanie. Prelegent pokazuje przykłady zastosowania drewna ulepszonego, z których wyraźnie widać wielkie korzyści, wynikające z nowej metody.

Na zakończenie odczytu zaznacza prelegent, że nie spodziewa się, aby samo drewno dało najlepsze rozwiązanie w budowie samolotów, ale próbował pokazać, jak wiele można jeszcze na tej drodze osiągnąć.

Inż. Czerwiński uważa, że na zbyt wielką sztywność sklejki, która nie pozwala jej należycie współpracować z drewnem, jest rada. Wystarczy obrócić sklejkę o 45°, a moduł sprężystości spadnie do 30000, przy czym sztywność takiej powłoki na skręcanie wzrasta czterokrotnie.

Inż. Romicki jest zdania, że oponenci, którzy ostatnio brali udział w dyskusji nad odczytem inż. Mioduszewskiego, o wiele lepiej się wyrażali o drewnie, niż dzisiejszy prelegent, według którego dlatego należy pracować nad konstrukcją drewnianą, że może się ona przydać jako „Ersatz" na wypadek wojny. Zapytuje, jakie są znane konstrukcje drewniane większych samolotów angielskich. Zaznacza, że Anglicy mają do dyspozycji tak idealne tworzywo, jakim jest sprus, którego u nas nie ma wcale.

Inż. Grzędzielski uznaje konstrukcję kadłuba z prętów drewnianych za przestarzałą; jeżeli konstrukcje takie spotyka się w nowszych samolotach, to świadczy to najwyżej o ignorancji konstruktora. Zasadniczą wadą drewna jest jego kruchość. Dla kadłuba o wiele prostsze i lepsze jest krata z rur stalowych. Co do konstrukcji skrzydłowych, to typ dźwigarowy nie daje dostatecznej sztywności, wymaganej przy większych szybkościach, trudno jest też uzyskać wówczas odpowiednią gładkość pokrycia. Konieczna jest więc w tych warunkach konstrukcja skorupowa, a wątpliwe jest, czy skorupa drewniana opłaci się. Mówca zgadza się z prelegentem, że w mniejszych samolotach wojskowych, zwłaszcza myśliwskich, tylko stal może zapewnić należytą sztywność wobec wielkiej ilości wymagań ubocznych. Przy wielkich samolotach występują natomiast inne zagadnienia, związane z wymaganiami transportu, składania samolotu itp.; nastręczają one w konstrukcji drewnianej wiele trudności. Odczyt dzisiejszy podkreślił niedostateczność konstrukcji drewnianej i konieczność przejścia na drewno ulepszone; to ostatnie zaś jest jeszcze wielkim znakiem zapytania, i wymaga dalszego opracowania.

Przedstawiciel wytwórni sklejki *B-cia Konopaccy* w Mostach prostuje wiadomości, podane przez jednego z mówców po ostatnim odczycie, jakoby Włochy zamierzały porzucić konstrukcję drewnianą. Przeciwnie, informacje firmy B-cia Konopaccy wskazują na dużą wagę, jaką Włochy przywiązują do nagromadzenia zapasów surowców i półfabrykatów drewnianych. Jak wiadomo, wielka ilość włoskich samolotów wojskowych jest konstrukcji drewnianej, co ma znacznie ułatwić reparacje na lotniskach polowych.

Inż. Ciołkosz wyraża optymizm co do przyszłości samolotów drewnianych. Jeżeli były jakie niedociągnięcia, to ze strony technologicznej, która jest niedostatecznie opanowana. W porównaniu z metalami, ich obróbką termiczną i mechaniczną, połączeniami itp., co do których konstruktor otrzymuje gotowe wskazówki, opracowane na podstawie szczegółowych badań—drewno jest materiałem jeszcze mało znanym. Nie jest to winą konstruktorów, lecz wynikiem długoletniego zaniedbania strony badawczej. Przejście do dużych obciążeń jednostkowych i dużych szybkości było wielkim skokiem, równolegle z którym nie podążyło rozwiązanie związanych z tym problemów technologicznych. Mimo wszystko drewno jest świetnym materiałem, o czym świadczą przytoczone przez prelegenta przykłady zagraniczne. Klejenie nie nasuwa tyle trudności, jak przedstawił prelegent, z kauritem można także sobie dać radę. Klejenie certusem sklejki bakelitowej również daje dobre wyniki. Ze strony wytwórni płatowców robi się w Polsce duży wysiłek opracowania konstrukcyj drewnianych. Powinien by z tym iść równolegle wysiłek instytucji badawczych. Z naszymi surowcami konstrukcja typu Albatross nie udała by się, gdyż olcha i klon, które by się nadawały, są atakowane przez klej. Co do Albatrossa, to istnieje chyba kilka wersji, bo o ile mówcy wiadomo, to kadłub nie jest kryty sklejką, lecz listewkami; dziwi też mówcę podany przez prelegenta fakt, że balza w tym samolocie jest nasycona sztuczną żywicą, skoro całość jest klejona certusem.

Inż. Challier dziwi się wstępnym zdaniom odczytu; przecież nikt w dyskusji nad poprzednim odczytem nie kazał zarzucić drewna, wysunięto jedynie pewne zastrzeżenia. Jeżeli w Abisynii i w Hiszpanii naprawy polowe konstrukcji drewnianych są łatwe, to u nas

w warunkach zimowych będzie o wiele gorzej. Pomimo dotychchczasowych licznych samolotów drewnianych we Włoszech, Mussolini oficjalnie i wyraźnie uznał metal za najważniejszy materiał. Poprzednia dyskusja była reakcją na próbę narzucenia drewna; trzeba się wpierw nauczyć operować tym materiałem. Brak systematycznych badań przypisuje mówca niedocenianiu u nas roli inżyniera-badacza, robieniu zeń inżyniera drugiej klasy. Powinno się traktować jako równorzędne wszystkie trzy kierunki pracy inżyniera: warsztat, konstrukcję i laboratorium.

Inż. Mioduszewski przypomina genezę cyklu odczytów o drewnie w ZPIL, którego inicjatywa powstała w gronie ludzi dobrej woli. W pierwszym odczycie on sam poruszył ogólnie kwestię samowystarczalności, obecnie inż. Krzywobłocki omówił zagadnienie konstrukcyjne, jeden z przyszłych odczytów p. inż. Dębska poświęci pokrewnemu tematowi sztucznych żywic z punktu widzenia chemii. Na jesień przewidziano odczyty o produkcji i obróbce drewna. Szersze stosowanie drewna w budowie samolotów uważa za konieczność, narzuconą trudnościami w zaopatrzeniu w surowce metalowe. Stracony czas musimy nadrobić, wypracowując własne metody produkcji i konstrukcji, a nie iść w dalszym ciągu w kierunku najmniejszego oporu.

Przedstawiciel *Dyrekcji Lasów Państwowych* odkłada swą odpowiedź na zarzuty złej gospodarki surowcowej do odczytów jesiennych.

Inż. Grzędzielski wyjaśnia, że w ubiegłym roku, po wizycie naszych fachowców w wytwórniach angielskich, podjęto zagadnienie konstrukcji samolotów drewnianych z dwóch stron — technologicznej i obliczeniowej. W pierwszym kierunku badania są jeszcze w toku, w drugim uzyskano pewne wyniki, które będą ogłoszone.

Tnlg. Kozanecki podkreśla nieznajomość materiału drewnianego ze strony konstruktorów i wynikające stąd nieracjonalne wykorzystanie go. W licznych wypadkach, które badał, nigdy sam materiał nie zawiódł, lecz zawiniły błędy, jak niecelowe wklejanie klocków, niewłaściwe stosowanie sklejki i wiele innych. Choć mówi się wiele o zmęczeniu materiału, złomów zmęczeniowych w wypadkach lotniczych nie spotyka się prawie wcale. Często występują pęknięcia sklejki lub klejenia, lecz pochodzi to nie z wady materiału, lecz z nieracjonalnego połączenia (np. nie bierze się pod uwagę, że współczynnik skurczu wynosi w kierunku prostopadłym do włókien 4,6, a w kierunku równoległym — tylko 0,12). Mylne jest także przeniesienie wyników, otrzymanych na małych próbkach, poddanych ściskaniu, na przekroje o większych wymiarach. Te ostatnie, wskutek nierównomiernego rozkładu współczynnika sprężystości, mają mniejszą wytrzymałość. Przez staranny dobór pasków o jednakowym *E* wytrzymałość dała by się zwiększyć. Przyznaje, że nie prowadzono systematycznych badań nad połączeniami i że nie było nikogo, kto by dawał odpowiednie wskazówki personelowi biur konstrukcyjnych i warsztatów. Jeszcze 3 lata temu warunki techniczne badań odbiorczych daleko odbiegały od warunków użytkowania materiałów.

Wobec spóźnionej pory, *prelegent* krótko odpowiada tylko niektórym mówcom. Inż. Czerwińskiemu— że ułożenie sklejki pokrycia włóknami pod kątem 45° zwiększa tylko sztywność na skręcanie, ale ze współpracy takiej sklejki na zginanie trzeba w ogóle zrezygnować, bo wytrzymałość sklejki i współczynnik sprężystości w tym kierunku są znacznie mniejsze. Inż. Romickiemu — że chodziło mu tylko o wskazanie na fakt, że zagranicą drewno jest szeroko stosowane; wcale jednak nie dowodził, że to zastosowanie jest powszechne. Inż. Grzędzielskiemu — nie uważa, żeby swym odczytem taką złą przysługę drewnu wyświadczył, jeżeli wskazał na pewne trudności; trudności należy pokonać, a nie cofać się przed nimi. Inż. Ciołkoszowi — opis Albatrossa czerpał z The Aeroplane z grudnia 1937 r., więc ze stosunkowo świeżego i pewnego źródła.

O sztucznych masach plastycznych i ich zastosowaniu w lotnictwie wygłosiła dn. 17-go czerwca 1938 r. inż. Urszula Dębska.

We wstępie prelegentka wyjaśniła, co rozumie się pod nazwą sztucznych materiałów plastycznych oraz w krótkości omówiła ogólne zastosowanie ich w rozmaitych gałęziach przemysłu. W dalszym ciągu podała podział sztucznych mas plastycznych (sztucznych plastyków) ze względu na ich pochodzenie na: 1) sztuczne żywice, 2) pochodne celulozy i 3) pochodne substancyj proteinowych i rozpatrzyła główne sposoby otrzymywania tych materiałów. Omawiając podział sztucznych plastyków ze względu na ich zachowanie się pod wpływem temperatury na: 1) termoplastyczne i 2) termo-utwardzone, prelegentka podała przykłady obu rodzajów materiałów (zestawienie główniejszych rodzajów sztucznych mas plastycznych, ich podział i ważniejsze nazwy handlowe znajdowały się w tablicy wywieszonej podczas odczytu).

Przechodząc do omówienia przeróbki i formowania sztucznych plastyków prelegentka krótko wspomniała o sposobach przeróbki materiałów termoplastycznych, omawiając nieco szczegółowiej formowanie materiałów termoutwardzanych, jako mających bardzo szerokie zastosowanie w różnych gałęziach przemysłu. Własności fizyczne i mechaniczne ważniejszych sztucznych plastyków były uwidocznione w specjalnym zestawieniu.

Po ogólnym omówieniu sztucznych plastyków prelegentka przeszła do zagadnienia zastosowania ich w przemyśle lotniczym zwracając uwagę na motywy, które skłoniły konstruktorów lotniczych zagranicznych do zainteresowania się nimi oraz wspomniała o istniejącej zagranicą współpracy pomiędzy przemysłem lotniczym a chemicznym. Następnie po kolei, omówiła ogólne zastosowanie sztucznych materiałów plastycznych do: 1) części konstrukcyjnych, 2) klejów i środków impregnacyjnych, 3) szyb nietłukących, 4) powłok ochronnych 5) akcesorii elektrycznych i 6) innych części.

Podczas omawiania zastosowania sztucznych plastyków do części konstrukcyjnych prelegentka podała sposoby wzmocnienia żywic, ilustrując to zestawieniem danych wytrzymałościowych. Przy poruszaniu kwestii klejów i środków impregnacyjnych wspomniała o różnych sposobach ulepszania drzewa.

Na zakończenie prelegentka podała, jakie sztuczne plastyki znalazły zastosowanie w polskim lotnictwie i zaznaczyła, że produkcja tych materiałów jest jeszcze w Polsce dość słabo rozwinięta. Wytwarza się u nas głównie żywice fenoloformaldehydowe, galality i pochodne nitrocelulozy. Co się tyczy możliwości produkcji innych to istnieją one, lecz wymagają wielu długich badań.

Odczyt był ilustrowany pokazami żywic w postaci nieprzerobionej, w przerobionej oraz w postaci gotowych przedmiotów.

Inż. Bukowski zapytuje jak zapewnia się równomierne nagrzanie wewnętrznych warstw drewna przy klejeniu filmami bakelitowymi, wielowarstwowych, a więc dość grubych płyt drewna ulepszonego. Nazwa drewna ulepszonego, powstałego ze sklejenia wielu warstw forniru, nie zdaje się słuszna. Drewnem ulepszonym należałoby nazywać raczej materiał jednorodny np. drewno napajane żywicami sztucznymi, co zapewniłoby mu odporność na wilgoć, trwałość i odpowiednią wytrzymałość wzdłuż włókien.

Inż. Mioduszewski. Próby ulepszania drewna przez napajanie żywicami w stanie ciekłym przy odpowiedniej temperaturze i ciśnieniu były czynione, jednak przy większych przekrojach nie dawały równomiernego przepojenia, żywica nie docierała bowiem do warstw głębszych, a co najważniejsze stygnąc rozsadzała komórki drewna niszcząc jego strukturę i obniżając zamiast podwyższać wartości wytrzymałościowe.

Sama nazwa drewna z warstw forniru i żywic, które nie tylko kleją ale i wnikają w tkanki drewna nie niszcząc ich, a uodparniając na wilgoć i polepszając charakterystyki wytrzymałościowe (zarówno w kierunku włókien jak i poprzecznym), nie jest w polskiej terminologii technicznej dotychczas ustalona, powstała tymczasem jako dosłowne tłumaczenie nazwy niemieckiej.

Co do zakresu stosowania drewna ulepszonego to należy zaznaczyć, że jest on bardzo rozległy i sięga nawet do współczesnego budownictwa okrętowego, szerokie mianowicie znajduje zastosowanie w budowie lekkich okrętów zwanych ścigaczami, typu bardzo aktualnego w Polsce. Żywice znajdują poza dziedzinami wymienionymi przez prelegentkę szerokie zastosowanie w budowie laboratoryjnych i przemysłowych aparatur chemicznych, jako materiał wybitnie kwasoodporny.

Wobec niskiego przewodnictwa ciepła mas plastycznych oraz wysokiego współczynnika tarcia zarówno wypełniacza jak materiałów uzbrajających (szmaty, drew-

no, papier) powstaje zjawisko gromadzenia się dużej ilości ciepła na ostrzu narzędzia, zmniejszając jego trwałość. Wzgląd ten spowodował konieczność stosowania specjalnych narzędzi obróbkowych wykonywanych z materiałów ceramicznych, tlenków glinu i węglika boru, które co do trwałości w tym zastosowaniu wielokrotnie przewyższają nawet węgliki spiekane, przodujące w obróbce metali. Przy stosowaniu w wyrobach z mas plastycznych uzbrojeń włóknistych, należy zwrócić uwagę na konieczność zachowania pewnych ostrożności przy ich obróbce, celem nienaruszenia powłoki i uwarstwień; np. tuleje łożysk z żywicy, uzbrojone szmatami można całkowicie zniszczyć przez nacięcie rowków smarujących.

Inż. Grzędzielski wyraża pogląd, że w konstrukcji bardziej są pewne obliczenia, które można przeprowadzać w typie dotychczas stosowanych tworzyw, aniżeli słabo uchwytne możliwości nowych tworzyw dostarczanych przez chemię.

Inż. Krzywobłocki. Ulepszonym materiałem jednorodnym jest drewno prasowane w metalowej formie, które sprasowuje się do 60% początkowej objętości. To drewno o ciężarze właściwym 0,9 wykazało po trzech latach działania warunków atmosferycznych chłonność wilgoci zaledwie 2%.

Inż. Challier. Kruchość żywic sztucznych jest w lotnictwie niebezpieczna, gdyż odłamki będą przy znacznych szybkościach lotu działać jak pociski, należy więc dążyć do wydatnego zmniejszenia kruchości mas plastycznych. Ciekawe, jaka jest wytrzymałość żywic sztucznych na zmęczenie.

Prelegentka nie zna bliżej techniki ulepszania drewna, nie może więc podać szczegółowych danych — wie jednak, że Niemcy przy wyrabianiu drewna ulepszonego nie mają żadnych kłopotów z temperaturą. Wartości podane w odczycie dotyczą wytrzymałości doraźnej. W odpowiedzi inż. Grzędzielskiemu prelegentka zaznacza, że dla chemika formułki mechaniczne są tak samo niejasne, jak dla mechanika formułki chemiczne, co jednak nie znaczy, aby jedne czy drugie były bezwartościowe lub niemiarodajne.

Techn. Karpowicz. Produkty bakelitowe produkowane w Niemczech nie wymagają stosowania raptownego i chwilowego działania temperatury; jest zatem dość czasu na przeniknięcie temperatury do warstw wewnętrznych. Poza tym fabrykanci mają szereg sposobów i metod opracowanych na podstawie praktyki, a niezawodnych w produkcji

Inż. Wolski. Wytrzymałość mas plastycznych na zmęczenie wynosi około 400 kg/cm². Dla porównania własności metalu, drewna i żywic należy wziąć stosunek wartości granicznej wytrzymałości na rozrywanie (granica plastyczności) do ciężaru właściwego $\frac{Q_r}{\gamma}$, oraz stosunek współczynnika sprężystości do ciężaru właściwego $\frac{E_r}{\gamma}$. Porównanie tych wielkości da właściwą miarę dobroci i przydatności tych tworzyw do konstrukcji. Wartość $\frac{Q_r}{\gamma}$ przedstawia się w sposób następujący:

dla drewna — 30 km,
dla bakelitu nieuzbrojonego — 5 km,
dla stali, duralu — 25 km.

Drewno więc stoi na czele.

Ulepszenie drewna przez zgniatanie nie jest celowe, gdyż nie wpływa na zwiększenie jego wartości właściwej, okazuje się bowiem, że o tyle samo wzrasta wytrzymałość co i ciężar właściwy. Praktycznie prasowanie jest możliwe do 50% objętości. Bakelit w elementach nasycanych otrzymuje swoje własności polepszenia wytrzymałości dzięki strukturze włókna drzewnego.

Możliwości drewna, a szczególnie drewna ulepszonego są otwarte. Z powodzeniem można też ulepszać drewno, uzbrajając go metalem (duralem) i ściskając, metal będzie wtedy pracował na ściskanie zaś włókna drewna na rozciąganie.

Inż. Grzędzielski. Przy żywicach zależy zwrócić specjalną uwagę na sprawę łączenia; w jakim stopniu ta sprawa będzie pozytywnie rozwiązaną, w takim stopniu masy plastyczne staną się materiałem konstrukcyjnym. Ciekawe jest też zbadanie, jaka jest odległość od granicy proporcjonalności do wytrzymałości na zerwanie czyli tzw. ciągliwość materiału. Skupienie naprężeń powoduje naciągnięcie materiału, dostateczna ciągliwość wyrówna to, jeżeli zaś jej nie ma, to w tym miejscu nastąpi złom. Przy masach plastycznych powstanie lokalny zgniot i nie nastąpi wyrównanie wskutek właśnie braku ciągliwości. Trzeba więc ustalić, jaka jest ciągliwość mas plastycznych i czy te materiały wolno np. nitować (chyba otwory na nity wykładać elastycznymi materiałami).

Inż. Mioduszewski. Prasowanie drewna nie jest jego ulepszaniem w sensie zwiększenia wartości wytrzymałościowych, a tylko w sensie przystosowania do pewnych celów konstrukcyjnych np. nadanie odpowiedniego kształtu aerodynamicznego przy zachowaniu odpowiedniej wytrzymałości ramionom śmigieł, lub przystosowanie wysokości dźwigarów do żądanej ze względów aerodynamicznych grubości profilu.

Inż. Wolski. Przy niskiej wytrzymałości mas plastycznych granica zmęczenia jest niska i mały jest współczynnik sprężystości. To też masy plastyczne to obciążenie muszą oddawać swemu uzbrojeniu. Należy więc masy plastyczne odpowiednio zbroić, a wtedy zakres możliwości ich stosowania będzie się odpowiednio rozszerzać.

Rola przemysłu naftowego w rozwoju amerykańskiego lotnictwa wygłosił dnia 24 czerwca 1938 r. inż. Jan Tuszyński.

Celem podróży prelegenta do Stanów Zjednoczonych A. Półn. było zapoznanie się z możliwościami rozwojowymi, jakie ostatnio zdobyła amerykańska technika lotnicza w związku z wprowadzeniem paliwa o liczbie oktanowej 100 i wysokogatunkowych produktów smarnych, oraz zaznajomienie się z najnowszymi metodami badania i wytwarzania tych produktów.

Wobec nie uzyskania zezwolenia na zwiedzenie fabryki silników lotniczych chłodzonych cieczą Allisona prelegent zwiedził jedynie wytwórnie Wright Aeronautical Corp. i Pratt & Whitney Aircraft. Po scharakteryzowaniu ich wielkości i produkcji prelegent zatrzymał się nad najnowszymi 14-cylindrowymi silnikami: Wright o mocy maksymalnej 1500 KM i objętości skokowej 42,6 litra i Pratt & Whitney — 1400 KM i 35,7 litra. Oba wymagają paliwa o liczbie oktanowej 100.

Obecne tendencje rozwojowe w dziedzinie silników lotniczych nie upoważniają do oczekiwania jakichkolwiek odchyleń od dotychczasowego szablonu: coraz większe moce, dające się uzyskać dzięki stałemu podwyższaniu ciśnień ładowania, ilości obrotów, powierzchni chłodzących cylindrów i in. Możliwości paliwa o liczbie oktanowej 100 są wyzyskiwane przede wszystkim w kierunku podwyższania ciśnień ładowania i osiągania w ten sposób wysokich mocy startowych. Jeśli chodzi o zużycie jednostkowe, to osiąga się obecnie w Stanach 190 gr/KMgodz. (Pan American Airways na trasie transpacyficznej) a w lotnictwie wojskowym jakoby jeszcze niżej.

Przeciwnikiem obecnie obserwowanych w U. S. A. kierunków rozwojowych w dziedzinie silników lotniczych jest N.A.C.A., będący zwolennikiem wprowadzenia Diesli lotniczych. Ta sama instytucja opowiada się również za zastąpieniem gaźników wtryskiem, co jednak napotyka w praktyce na pewne trudności.

Możność utrzymania dotychczasowego kierunku rozwojowego silników lotniczych zawdzięcza technika amerykańska w znacznej mierze przemysłowi naftowemu, będącym w możności produkowania dowolnych niemal ilości paliwa o liczbie oktanowej 100.

Istnieją również bardzo konkretne możliwości produkcji paliw o wyższych jeszcze odpornościach na detonację, jednak przed dokonaniem dalszego postępu w tym kierunku konieczne jest opracowanie metody oznaczania odporności na detonację paliw o liczbie oktanowej zbliżonej do i przekraczającej 100. W danej chwili są stosowane w U. S. A. paliwa o liczbach oktanowych 87, 90, 92, 95 i 100, trzecie i piąte wg. metody U. S. Air Corps, pozostałe wg. metody A.S.T.M. Wyszczególnienie to wskazuje na konieczność dokonania w Stanach normalizacji metod oznaczania odporności na detonację oraz samych paliw.

Pionierem paliwa o liczbie oktanowej 100 było amerykańskie lotnictwo wojskowe (U. S. Air Corps), które wprowadziło je jeszcze przed otrzymaniem silników, dostosowanych do tego paliwa. W najbliższym roku amerykańskie lotnictwo wojskowe (Air Corps) przewiduje zużycie ok. 60 milionów litrów paliwa o liczbie oktanowej 100 i ok. 20 milionów litrów paliwa o liczbie

oktanowej 92. Stosunek obu paliw nie odzwierciadla bynajmniej stopnia zmodernizowania sprzętu a wynika poprostu z możliwości budżetowych, które nie pozwoliły na wyłączne stosowanie nowego paliwa.

W dalszym ciągu prelegent opisał metody produkcji paliwa o liczbie oktanowej 100. Podstawowy składnik tego paliwa, izooktan, jest otrzymywany z węglowodorów nienasyconych na drodze polimeryzacji selektywnej i uwodornienia, przy czym będące produktem wyjściowym węglowodory nienasycone są otrzymywane jako produkt uboczny krakingu lub, w znacznie mniejszym stopniu, z butanu, występującego w gazach ziemnych. Izooktan wraz z izopentanem, który występuje jako jeden ze składników gazu ziemnego, całkowicie wystarczają dla zaspokojenia zapotrzebowania na paliwo l. o. 100, czym się tłomaczy brak powodzenia, z jakim się spotkał w U. S. A. zadawalający pod każdym względem eter izopropylowy, ustępujący jednak izooktanowi pod względem wartości opałowej. Prelegent silnie podkreśla związanie amerykańskich metod produkcji nowych paliw z warunkami lokalnymi i niemożność zastosowania ich w Polsce.

W dziedzinie olejów największe wymagania są stawiane przez przedsiębiorstwa w komunikacji lotniczej, ze względu bowiem na ok. 10-krotnie intensywniejszą eksploatację silników komunikacyjnych w porównaniu do wojskowych konsekwencje stosowania złego oleju (jak szybsze zużycie części, większe wydzielanie osadów itp.) są w lotnictwie komunikacyjnym odczuwane znacznie silniej, aniżeli w wojskowym. Z tego względu wojsko nadal używa olejów czysto mineralnych, podczas gdy komunikacja przeszła już w większości na oleje ze specjalnymi domieszkami uszlachetniającymi, będącymi w większości wypadków tajemnicą wytwórców.

Postęp w dziedzinie paliw i smarów lotniczych w U. S. A. należy zawdzięczać współpracy wytwórni silników, laboratoriów badawczych wielkich towarzystw naftowych i laboratoriów państwowych. Rola tych ostatnich jest stosunkowo skromna, mają bowiem do dyspozycji potężny przemysł prywatny, na badaniach którego mogą się oprzeć. Omawiając warunki pracy laboratoriów amerykańskich, prelegent podkreśla dodatni wpływ warunków, w jakich pracują amerykańscy inżynierowie, na wyniki ich pracy. Przyczynia się do tego w dużej mierze doskonała organizacja pracy, podział odpowiedzialności i oddanie do dyspozycji inżynierów wykwalifikowanych sił administracyjnych, odciążających specjalistów od wszelkiego rodzaju nieproduktywnych zajęć.

Na zapytanie *inż. Starowicza,* jakie są metody walki z korozją pod wpływem czteroetylku ołowiu, prelegent wyjaśnia, że w dziedzinie chronienia samego silnika są stosowane metody, znane w Polsce, z których jednak nie wszyscy są zadowoleni. Wyrazem tego niezadowolenia jest m. in. opracowanie przez U. S. Air Corps własnego smaru konserwacyjnego. Dość poważne kłopoty powoduje korozja zbiorników paliwowych, której zwalczenie byłoby możliwe przez przewidzenie w każdym zbiorniku punktu zdecydowanie najniższego i wykonanie odpowiedniej części zbiornika wymiennej. W części tej mógłby być również umieszczony specjalny patron, zapobiegający korozji. Warunkom tym obecnie stosowane zbiorniki paliwowe na ogół nie odpowiadają.

Inż. Ramotowskiemu, interesującemu się pracami amerykańskimi nad paliwami syntetycznymi i wyzyskaniem do tego celu metanu, prelegent odpowiada, że produkcja taka byłaby w U. S. A. w obecnych warunkach całkowicie nieopłacalna, gdyż obecnie rozporządzalne w nadmiarze surowce pozwalają na otrzymywanie paliw dużo mniejszym kosztem. Uwagi prelegenta uzupełnia *inż. Wilk,* informując zebranych o swych spostrzeżeniach w U. S. A., dotyczących wyzyskania cięższych składników gazu ziemnego, jak etanu, propanu i butanu, do produkcji paliw silnikowych.

Inż. Grossman zapytuje, czy są znane w U. S. A. paliwa o liczbie oktanowej powyżej 100 i jak oznacza się ich odporność na detonację. Pytanie to wiąże z posiadaną przez siebie informacją, w myśl której do pewnych badań w Anglii było użyte paliwo o liczbie oktanowej 120.

Prelegent wyjaśnia, że liczby oktanowe powyżej 100 są dotychczas ustalane przez ekstrapolację, przy czym istnieje kilka metod ekstrapolacji, dla oceny więc takiej liczby oktanowej trzeba wiedzieć, jaka metoda była użyta. W Stanach Zjednoczonych mogą być produkowane paliwa o liczbie oktanowej powyżej 100, np. mieszanina izooktanu, izopentanu i czteroetylku ołowiu, jednak przed wprowadzeniem ich do użytku przewiduje się opracowanie metod oznaczania odporności ich na detonację, jak już zaznaczono w odczycie.

Nowe wydawnictwa

ORGANIZACJA PRACY W LOTNICZYCH WARSZTATACH REMONTOWYCH*) przez inż. pil. Antoniego Janowskiego, str. 200 (w tym załączników str. 43), form. A 5. Nakładem ITL z zasiłku LOPP, cena zł. 3.00, dla pracowników ITL zł. 1.95.

Na wstępie należy wyrazić autorowi szczere uznanie za poruszenie w naszej literaturze technicznej zagadnienia, które dotychczas leżało odłogiem, i za udałe przedstawienie sposobu pracy w wojskowych warsztatach lotniczych. Treść książki jest zawarta w piętnastu rozdziałach, poświęconych: strukturze warsztatów, zakresowi ich prac, stosowaniu zasad naukowej organizacji pracy, przygotowaniu prac, planowaniu, rozdziałowi prac, ich kontroli, sprawozdawczości, systemom płac, gospodarce narzędziowej, organizacji bezpieczeństwa, higienie warsztatowej, dyscyplinie, szkoleniu i urządzeniom społecznym. Ostatni rozdział ogranicza się do omówienia roli wydziałów robotniczych i regulaminu pracy, zaś odnośną formą prawną podają załączniki 5 i 6.

W niektórych miejscach usiłuje autor dać swoim wywodom szerszą podbudowę. W ramach tak zakreślonej pracy należałoby to raczej uznać za zbędne, gdyż niezmiernie trudne jest w takich wypadkach uniknięcie upraszczania złożonych zjawisk. Tak więc na str. 20 duchowy rozwój człowieka został ujęty w trzy fazy, przedstawione w 10 wierszach; na str. 99 znajdujemy zamknięte w jednym zdaniu i nasuwające duże wątpliwości twierdzenie, że w średniowieczu powstał antagonizm między pracodawcą a pracobiorcą; zbyt lakonicznie podał również autor pojęcie prawa spiżowego, które w ekonomii ma dzisiaj tylko historyczne znaczenie.

Do dyskusji nadaje się również zdanie autora, uważającego oddzielenie pracy umysłowej od fizycznej za zasadniczy kierunek naukowej organizacji (str. 10), a nie biorącego dostatecznie pod uwagę wybitnych nieraz kwalifikacji umysłowych, jakim muszą odpowiadać pracownicy warsztatowi. Charakteryzowanie doktryny stachanowskiej jako dążenia do „ograniczania do minimum przerw i przestoi z powodu braku części zamiennych, surowców i narzędzi" nie tłomaczy, dla czego nieraz gorliwi jej wyznawcy w Sowietach są znienawidzeni przez robotników i mordowani mimo represji GPU.

Książka nie jest wolna i od innych, nieraz drobnych usterek i definicji, mogących wprowadzić nieporozumienie. Niesłuszną jest definicja statystyki (str. 89)jako rejestrowania dowolnych okoliczności[1]). Nowością jest odróżnianie naczelnictwa od kierownictwa, polegające na przypisaniu pierwszemu tylko „charakteru kompetencyjnego, statycznego" i wyposażeniu kierownictwa „w cała dynamikę i spontaniczność zarządzania" (str. 19); nie wydaje się, aby powyższe definicje były zgodne z naszą rzeczywistością, że wspomnimy tylko o tytule i obowiązkach naczelnika stacji kolejowej, a był on też noszony niejednokrotnie przez osoby, które piastowały stanowiska kierownicze w hierarchii państwowej, a których działalności trudno jest nazwać statyczną.

Wywody autora o specjalizacji należałoby uzupełnić zaznaczeniem pojawiającej się obecnie tendencji oparcia specjalizacji na znajomości jakiegoś podstawowego rzemiosła (ślusarstwa, tokarstwa itp.) i tworzenia

*) Ze względu na dużą aktualność tematu recenzent zamierza umieścić w jednym z najbliższych numerów Techniki Lotniczej artykuł polemiczny i dlatego ogranicza się tu do przeglądu spraw, które nie będą poruszone w przygotowywanym artykule (przyp. red.).

rzemieślnika przemysłowego (Industriehandwerker) zarówno dla możności wykorzystania go przy różnych pracach) jak i ze względów socjalnych[3]) (zabezpieczenie na wypadek bezrobocia w danej specjalności). Dla mechaników silnikowych czy płatowcowych w warsztatach powinna specjalizacja następować dopiero po opanowania ślusarstwa conajmniej w dobrym stopniu.

Mimo powoływania się przez autora na doświadczenia Hultscha (str. 12), wskazujące, że daleko posunięta specjalizacja i monotonna praca nie działa przytępiająco, należałoby wyrazić obawę, że objawy te po dłuższym czasie wystąpią, gdyż brak jest przemusu do myślenia; słusznie mówi przysłowie, że dopiero potrzeba jest matką wynalazków. W tym samym kierunku idzie zdanie Carella[4]), że do rozwoju człowieka jest konieczna praca inteligentna i pożyteczna.

Zaletom pochwalanej przez autora psychotechniki (str. 15) należałoby przeciwstawić ujemne niejednokrotnie wyniki egzaminów psychotechnicznych, krzywdzące „stremowanego" pracownika. Rozważania autora na temat szkolnictwa nie są już dziś całkowicie aktualne na skutek wydania nowych przepisów[5]). Nie znalazło u autora dostatecznego zrozumienia decydujące znaczenie szkół fabrycznych, które zostały uznane za niezbędne zarówno na zachodzie (np. w Szwajcarii od 1930 r. jest to jedyna forma nauczania zawodu) jak i u nas (zbyt duży koszt warsztatów szkolnych i brak inżynierów na wykładowców zmusza do przyjęcia tej formy[6]).

Celowość zalecanego przez autora wydziału robotniczego i urzędniczego w proponowanej formie (zał. 5) budzi poważne zastrzeżenia (np. § 9), jak każde połowiczne załatwienie złożonego zagadnienia. Już sama data wydania przepisu przez czynniki niemieckie (23 grudnia 1918 r) o wyżej wymienionym wydziale, a którą to formę autor zaleca (nie zmienia tego faktu stosowanie wymienionego przepisu jeszcze w województwach zachodnich) — dostatecznie wskazuje na jego wątpliwą wartość. Nie jest wskazane wzorować się na przepisach z okresu przewrotów, zwłaszcza wówczas, gdy chodzi o rozwiązanie tak palącego zagadnienia, jakim jest u nas sprawa robotnicza. Bo nie tylko dzierżymy smutne w swoim pierwszeństwie — drugie miejsce na świecie pod względem ilości strajków w roku ubiegłym[7]), lecz straciliśmy w tym czasie 3,3 miliona robotniko - dni, co w stosunku do ogólnej ilości robotniko-dni w przemyśle daje nam prowadzenie w zestawieniu wszystkich państw.

Jak uczy doświadczenie, niebezpieczeństwa rozerwania zbiornika paliwowego przy spawaniu nie uniknie się, jak to podaje autor (str. 129), napełnieniem go wodą, bo w koniecznej wolnej przestrzeni może się zgromadzić niebezpieczna ilość mieszanki. W takich wypadkach należy uprzednio przeprowadzić sumienne płukanie zbiornika ciepłym powietrzem lub parą.

Do opisu sposobu wypożyczania narzędzi możnaby dorzucić zamieszczanie kolorowego znaczka (na każdy dzień inny kolor) na numerze robotnika z chwilą, kiedy pobiera on narzędzie. Daje to możność kontroli, ile dni narzędzie u niego przebywa, co może być konieczne, gdy mały zapas narzędzi nakazywałby ich zwrot przed upływem tygodnia[8]).

Słusznie autor żąda przeprowadzania alarmów przeciwpożarowych (str. 133), ale urządzanie ich conajmniej co kwartał wydaje się zbyt częste. Alarmy należałoby połączyć z pomiarami czasowymi i traktować z całą surowością nie zachowujących się przepisowo. Dobrze byłoby zaznaczyć, że dzisiaj wprowadza się już zamiast instalacji wodnej instalację na CO_2, który skuteczniej gasi, zwłaszcza materiały łatwopalne, i nie wyrządza szkody, czego bynajmniej nie można powiedzieć o wodzie.

Na marginesie wpływu oświetlenia na wydajność pracy (str. 139) wspomnę, że wg. badań amerykańskich[9]) w Stanach Zjednoczonych straty z powodu złego oświetlenia przywyższały całkowite koszty oświetlenia, a poprawa w tym kierunku w tkactwie dała wzrost wydajności pracy o 10%.

Niezbyt szczęśliwe wydają się niektóre nowotwory językowe i określenia pojęć, wprowadzone przez autora, np. „wymagalniki" (w znaczeniu wymogi), zakonstruować (str. 25), „robocizna skonsumowana w zł." (str. 92), „umiejętność skupienia koło siebie ludzi i myśli" (str. 20, jest to jedna z kwalifikacji, jaką posiadać powinien zdaniem autora kierownik warsztatów). Streszczenie autora, w języku francuskim, podane na odwrocie karty tytułowej książki, jest niewiele mówiącym ogólnikiem, i lepiej było ograniczyć się do podania tytułu pracy lub też podać zasadnicze tezy autora np. możność prowadzenia planowania w remontach lotniczych. *aj.*

---

1) Konferowicz: Statystyka wg wykładów prof. Szulca, str. 8.
2) Artykuł wstępny dyr. Eversa w Maschinenbau Nr 9/10, maj 1938 r.
3) Conférence internationale du Travail: Enseignement technique et professionel et Apprentissage, 1938 r., str. 23 i nast.
4) Carell: Człowiek istota nieznana, str. 188.
5) M. S. Wojak. Wytyczne szkolenia pracowników fizycznych, maj 1938 r.
6) Przegląd Mechaniczny Nr 3, 1938 r.
7) „Robotnik" Nr 187 z dn. 8.VII.1938, powołuje się na Mały Rocznik Statystyczny, który nie podaje jednak danych dla Francji, ale zapomina o konieczności procentowego stosunku, jak to wyżej zaznaczono.
8) Skrypt wykładów prof. Geislera: O zarządzaniu warsztatami przemysłu metalowego, str. 50.
9) „Waste in Industry" tłom. polskie, str. 376.

GEOGRAFIA KOLEJOWA POLSKI z uwzględnieniem stosunków gospodarczo-komunikacyjnych przez dr Teofila Bissaga, z przedmową inż. J. Dybowskiego, str. 273, form. B5. Nakładem Ministerstwa Komunikacji, 1938 r. Cena egzemplarza oprawnego zł. 3.50.

„Praca niniejsza — pisze autor w przedmowie — ma na celu zaznajomienie pracowników kolejowych oraz uczni szkół zawodowych z podstawowymi zagadnieniami gospodarczo - komunikacyjnymi w Państwie Polskim". Z przyjemnością wytknąć można w tym miejscu autorowi przesadę w skromności. Bo że książka jest pisana przystępnie tak, by uczeń szkoły zawodowej — średniej powiedzmy, bo taki jest poziom książki — ją zrozumiał, nie znaczy bynajmniej, że np. inżynier mechanik nie znajdzie w niej szeregu ciekawych wiadomości. Nie skąpił ich autor. Historia powstania linii kolejowych a w szczególności naszych, dokładnie jest przedstawiona. Słusznie autor podaje szereg definicji, np. stacja kolejowa (str. 121). Omawia rodzaje i sposoby układania rozkładów jazdy. Podaje stan komunikacji kolejowej w poszczególnych połaciach kraju i przyszłą jej rozbudowę zwłaszcza w C.O.P. Dużo miejsca poświęca naszym portom morskim i komunikacji wodnej, rysując też plany na przyszłość. Podaje stan faktyczny w dziedzinie komunikacji samochodowej i, zwięźlej jeszcze, zajmuje się komunikacją lotniczą.

Żałować wypada, że tak pożyteczna książka zawiera pewną ilość usterek. Zawartemu w przedmowie inż. Dybowskiego twierdzeniu, że wszystkie podręczniki, dotąd wydane przez Ministerstwo Komunikacji, zostały uznane przez prasę fachową jako stojące na wysokim poziomie, można przeciwstawić recenzję, zamieszczoną w Nr. 3 Techniki Lotniczej. Cenny materiał historyczny, nagromadzony przez autora jest być może nieco za obszerny, z drugiej strony jednak nie uwzględnia w należytej mierze istotnych i żywotnych jeszcze śladów historii, jak np. tego, że u nas szlakiem rzymskim, chrobrowym i napoleońskim idzie dzisiaj szereg ważnych linii komunikacyjnych[1]).

Podana na str. 45 definicja rzemiosła i chałupnictwa nie jest zupełnie ścisła, gdyż np. wytwórca guzików dla wojska może być również rzemieślnikiem, mimo że posługuje się do swej produkcji maszyną, gdyż istotną cechą jest tutaj połączenie własności zakładu, kierownictwa i bezpośredniego udziału w pracy. Ze zmasowania rzemiosła w jednym miejscu nie zawsze powstaje chałupnictwo, jak wskazywałoby określenie autora.

Określenie komercjalizacji kolei jako „wyodrębnienie czyli (?!) usamodzielnienie" jest niewiele mówiącym ogólnikiem. Wskazane byłoby danie definicji chociażby opisowej ale dokładniejszej[2]). Mapa prof. Romera, wskazująca rozmieszczenie minerałów, nie wykazuje dużych złóż soli w okolicach Inowrocławia[3]). Maksymalne szybkości lokomotyw elektrycznych i parowozów (str. 78) są niższe, aniżeli podane w poprzednim

wydawnictwie Ministerstwa Komunikacji (Komunikacja Lotnicza), gdzie były jeszcze poniżej osiąganej granicy, na co zwróciłem uwagę w recenzji[1]). Przyrost naturalny nie jest u nas stale rosnący, jak twierdzi autor (str. 54), ale wykazuje silną skłonność zniżkową[5]). Prawdopodobnie autor użył wadliwie pojęcia „przyrost naturalny", a miał na myśli „ilość ludności".

Widząc możność rozwoju przemysłu w dowolnie obranym miejscu (str. 40), autor nie bierze dostatecznie pod uwagę względów, z którymi większość przemysłów musi się liczyć przy wyborze terenu działalności. Tak więc np. wspomniany przez autora przemysł włókienniczy jest związany z farbiarstwem, wymagającym dobrej wody (odpadają koszty zmiękczenia). Również zasadniczą rolę odgrywają tu takie czynniki, jak dostęp do surowca, na co sam autor zwraca uwagę (str. 47), mała odległość od rynków zbytu i in.

Uznając założenie własnej wytwórni samochodów jako współzależny czynnik motoryzacji (str. 224), dobrze byłoby nadmienić, że sprawy te są w pewnej mierze sprzeczne[6]), gdyż w pierwszym, dość długim okresie swego istnienia wytwórnia krajowa nie zdoła z powodu małego zbytu spełnić podstawowego wymagania motoryzacji, jakim jest udostępnienie taniego samochodu. Z tego wynika, że w ciasno zrozumianym interesie motoryzacji leżałoby raczej sprowadzanie samochodów z zagranicy, zaś konieczność rozporządzania własną wytwórnią samochodów wyniknie dopiero na tle szeroko pojętych potrzeb gospodarstwa narodowego. Powołując się na sąd inż. Królikiewicza (str. 221), autor nie zaznaczył, że idea budowy autostrad była zwalczana między innymi i przez przedsiębiorstwa kolejowe[7]). Przy zestawieniu kosztów ruchu samochodowego (str. 219) odczuwa się brak źródła. Dla autostrady są one jeszcze niższe[8]).

Przy omawianiu konieczności centralizacji nadzoru nad wszystkimi rodzajami komunikacji (str. 65), co raczej powinno mieć miejsce jedynie dla opracowywania ogólnych wytycznych, celowo byłoby podkreślić konieczność decentralizacji w sprawach, nie odnoszących się do całości polityki komunikacyjnej[9]). Uwagi autora o kolejach elektrycznych (str. 68) byłyby bardziej wartościowe, gdyby były uzupełnione opinią fachowców[10]), w myśl której istnieją przyczyny zarówno gospodarcze jak i wojskowe, ograniczające ich zastosowanie.

Podana na str. 27 mapa rzek i kanałów nie zaznacza, w jakim stopniu te drogi wodne są użyteczne dla żeglugi parowej i spławności[11]). Przy planowaniu dróg wodnych należałoby podkreślić konieczność zapewnienia na szereg lat określonych inwestycyj[12]), oraz to, że niektórzy fachowcy łączą konieczność regulacji Wisły jako pierwszej wodnej inwestycji z równoczesną budową kanału: Zagłębie — Wisła — Dniestr[13]). Dla Gdyni celem uzyskania plastyczności dobrze byłoby wykonać mapę izochroniczną[14]).

Z określenia na str. 61 wynika, że śruba okrętowa jest obecnie napędzana tylko Dieslem, co jak wiadomo, nie wyczerpuje pozostałych możliwości. Lista ostatnio używanych surowców do budowy dróg (str. 62) nie bierze pod uwagę gumy (Stany Zjednoczone i Australia). Autor niestety pominął nowoczesne sposoby zwalczania przez kolej konkurencji samochodowej, jak transport „od drzwi do drzwi", stosowanie spejalnych skrzyń, co oszczędza klientowi kosztów opakowania, przesyłki za jednolitą opłatą z gwarantowanym terminem dostawy bez względu na ciężar i odległość itd[15].)

Opinia autora o stanie taboru kolejowego (str. 92) wydaje się zbyt optymistyczna, gdyż brak dostatecznej renowacji podnosi niepomiernie wiek taboru i następuje nawet zjadanie substancji majątkowej[16]). Należało by wspomnieć o prawie Lilla, głoszącym, że z długością drogi na kolei maleje ilość podróżnych[17]).

Dla zobrazowania wysiłków, dokonanych przez nas po wojnie, wskazane byłoby podać liczbowo i w kosztach odbudowę zniszczonego mienia kolei naszych w czasie wojny. Równowartość tego trudu mogli zużyć sąsiedzi na budowę nowych linii. Na str. 266 podano stan komunikacji lotniczej z 1932 r. a stan komunikacji kolejowej z 1938 r. (prawdopodobnie, gdyż Mały Rocznik Statystyczny podaje na dzień 31.XII.37r. mniejszą długość naszej sieci kolejowej) i obliczono stosunek tych dwóch sieci; w tej samej tablicy należałoby, odpowiednio do uwzględnionego wzrostu długości naszej sieci, zwiększyć długość sieci europejskiej.

Do drobnych usterek należy użycie na str. 25 w tabl. 4 słowa „spaw" zamiast „spław"; na str. 41 lepiej byłoby użyć zamiast określeń „ruda błotna" i „złom" — „ruda darniowa" i „łom".

Dbająca o oryginalność szata graficzna wykazuje w stosunku do poprzedniego wydawnictwa pewną poprawę.

aj.

---

1) Geografia Polski Lencewicza — jedyne nasze poważne dzieło, ujmujące cały kraj, str. 26.
2) Dr. Hełczyński: Komercjalizacja przedsiębiorstw państwowych, str. 13 i 14.
3) Lencewicz, op. cit., str. 186.
4) Technika Lotnicza 1938 r., Nr 3, str. 95.
5) Mały Rocznik Statystyczny 1938 r., str. 46.
6) Dr. inż. Kręglewski, Przegląd Mechaniczny 1937, Nr 17, tr. 587.
7) Inż. Królikiewicz, A.T.S. 1938 r., Nr 1.
8) Technika Samochodowa 1938 r., Nr 1, str. 30.
9) Prof. inż. Miszke, I Polski Kongres Inżynierów, skróty referatów, str. 215.
10) Dr. inż. Langrod, I Polski Kongres Inżynierów, skróty referatów, str. 7.
11) podaje Lencewicz, op. cit., str. 171 i inż. Tillinger, I Polski Kongres Inżynierów, skróty referatów, str. 93 — 95 (autor cytuje tylko tego ostatniego, str. 233).
12) Inż. Romański, I Polski Kongres Inżynierów, skróty referatów, str. 118.
13) Prof. Stella-Sawicki, Czasopismo Techniczne 1937 r., Nr 17, str. 290.
14) podaje ją Lencewicz, op. cit., str. 174.
15) Przegląd piśmiennictwa zagranicznego przy czasopiśmie Inżynier Kolejowy 1937 r., Nr 1, i prof. Miszke, op. cit., str. 211.
16) Dr. inż. Langrod, op. cit., str. 5, i przemówienie w Sejmie dnia 25.I.1938 sprawozdawcy budżetu Ministerstwa Komunikacji, posła Dudzińskiego.
17) Prof. dr. inż. Pirath: Die Grundlagen der Verkehrswirtschaft, str. 34.

SPIS RZECZY:

5106 Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.